

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

Análise Estática e Dinâmica de uma Asa de Competição SAE Aerodesign.

Autor: Mateus F. Correia
Orientador: Prof. Dr. Sergio H. S. Carneiro

Brasília, DF
2019



Mateus F. Correia

Análise Estática e Dinâmica de uma Asa de Competição SAE Aerodesign.

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Sergio H. S. Carneiro

Brasília, DF

2019

Mateus F. Correia

Análise Estática e Dinâmica de uma Asa de Competição SAE Aerodesign./
Mateus F. Correia. – Brasília, DF, 2019-
69 p. : il. ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Sergio H. S. Carneiro

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2019.

1. Elementos Finitos. 2. Competição. I. Prof. Dr. Sergio H. S. Carneiro.
II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise Estática e
Dinâmica de uma Asa de Competição SAE Aerodesign.

CDU 02:141:005.6

Mateus F. Correia

Análise Estática e Dinâmica de uma Asa de Competição SAE Aerodesign.

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 12 de julho de 2019:

**Prof. Dr. Sergio H. S. Carneiro, UnB/
FGA**
Orientador

**Prof. Dr. Artem Andrianov, UnB/
FGA**
Membro Convidado

**Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias
Barcelos Júnior, UnB/ FGA**
Membro Convidado

Brasília, DF
2019

Este trabalho é dedicado a todos meus amigos e professores que sempre colaboraram durante meu curso e de modo especial a Equipe de Aerodesign Mamutes do Cerrado.

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus, depois à minha família que me formou como pessoa e me apoiou, agradeço também aos meus amigos que me acompanharam em todos os momentos de minha graduação, e agradeço pelos professores que tentam fazer a diferença nessa faculdade, de modo especial ao meu orientador Prof^o Sergio, e também as professoras que me iniciaram na área de pesquisa, Prof^a Maria Alzira e Prof^a Rita. Agradeço a Comunidade Católica da FGA e ao Setor Universitário por sempre estarem me dando forças, esperança e confiança durante meu curso. Agradeço também, de modo especial, a equipe Mamutes do Cerrado pelo apoio, aprendizado e experiência que me propuseram durante meu tempo na equipe.

Resumo

Os veículos aéreos não tripulados (VANT) têm grandes utilidades na área militar, como reconhecimento e vigilância, e na área não militar, como sensoriamento agrícola. Dentro da universidade é possível trabalhar sobre o assunto nas equipes de aerodesign. Como qualquer projeto aeronáutico é necessário realizar um estudo estrutural. Assim, este trabalho objetiva modelar a asa da aeronave de competição da equipe Mamutes do Cerrado categoria Micro, afim de realizar uma análise estática e dinâmica da estrutura. Para isso se tornar possível foi desenvolvido um modelo em elementos finitos, no software ANSYS, e comparado com modelos experimentais estáticos e dinâmicos a fim de obter as respostas estruturais sobre cargas de sustentação em voo de cruzeiro e efeito de rajada. Assim com uma análise de margem de segurança será apresentado um resultado final da estrutura sobre tais esforços.

Palavras-chaves: VANT. Elementos Finitos. Aerodesign. SAE. Cargas de Rajada. Análise Estrutural.

Abstract

Unmanned aerial vehicles (UAVs) have great uses in the military area, such as reconnaissance and surveillance, and in the non-military area, as agricultural sensing. Within the university it is possible to work on the subject in aerodesign teams. Like any aeronautical project it is necessary to carry out a structural study. Thus, this work aims to model the wing of the competition aircraft of the Mamutes team Cerrado Micro category, in order to perform a static and dynamic analysis of the structure. To make this possible, a finite element model was developed in the ANSYS software and compared with static and dynamic experimental models in order to obtain the structural responses on lift loads and gust effect. Thus with a safety margin analysis is shown a final result of the structure of such efforts.

Key-words: UAV. Finite elements. Aerodesign. SAE. Gust loads. Structural analysis.

Lista de ilustrações

| | |
|---|----|
| Figura 1 – Projeto de Asa da Equipe EESC/USP | 18 |
| Figura 2 – Longarina da Aeronave | 19 |
| Figura 3 – Ensaio Modal da aeronave da Equipe Tucano Aerodesign | 21 |
| Figura 4 – Modelo de viga 2D de Friswell e Mottershead | 22 |
| Figura 5 – Exemplo de viga prismática sob flexão pura - Fonte: Resistência dos Materiais - Beer Johnston 2ª Edição | 23 |
| Figura 6 – Disposição do Elemento SHELL181. Fonte: Manual do usuário - Ansys | 28 |
| Figura 7 – Disposição do Elemento SOLID186. Fonte: Manual do usuário - Ansys | 29 |
| Figura 8 – Componente de Rajada - Fonte: Aircraft Design: A Conceptual Approach | 30 |
| Figura 9 – Aeronave da Equipe Mamutes do Cerrado | 33 |
| Figura 10 – Configuração de meia Longarina (mm) - a) Seção transversal da ponta de asa, b) Seção transversal da raiz da asa, c) Vista lateral da longarina | 33 |
| Figura 11 – Esquemático de Ensaio de Flexão | 35 |
| Figura 12 – Enumeração das Nervuras para o Ensaio | 35 |
| Figura 13 – Disposição do Ensaio - a) Fixação simulando o Engaste, b) Cargas a serem posicionadas, c) Câmera em um ponto fixo acionada remotamente | 36 |
| Figura 14 – Objeto utilizado para correlação de medidas digitais | 36 |
| Figura 15 – Sobreposição Fotográfica do Caso de 2Kg | 37 |
| Figura 16 – Distribuição de elementos pela asa | 38 |
| Figura 17 – Condição de engaste no modelo numérico | 38 |
| Figura 18 – Aplicação da carga no modelo numérico | 38 |
| Figura 19 – Ajuste nas Junções do Modelo | 39 |
| Figura 20 – Definição dos pontos de interesse | 39 |
| Figura 21 – Disposição do ensaio - a) Computador com LabView para tratamento de dados, b) Placa de Aquisição, c) Gerador de Onda e Amplificador de sinal, d) Shaker de vibração | 40 |
| Figura 22 – Medição do primeiro nó, no local da excitação do <i>shaker</i> | 41 |
| Figura 23 – Distribuição de Sustentação ao longo de meia asa. | 42 |
| Figura 24 – Sustentação aplicada na mesa da longarina | 42 |
| Figura 25 – Forma espacial de uma rajada | 44 |
| Figura 26 – Carga de Rajada | 44 |
| Figura 27 – Input da Carga no Software | 45 |
| Figura 28 – Reta de tendência Linear | 46 |
| Figura 29 – 1º Modo de Vibração 23,1 Hz - Flexão Vertical | 47 |
| Figura 30 – Comportamento da variação do parâmetro de rigidez de mola | 48 |
| Figura 31 – Convergência Deslocamento de ponta de asa | 48 |

| | |
|---|----|
| Figura 32 – Convergência das Frequências Naturais | 50 |
| Figura 33 – 1º Modo de Vibração - Flexão Vertical | 51 |
| Figura 34 – 2º Modo de Vibração - Flexão Vertical | 51 |
| Figura 35 – 3º Modo de Vibração - Flexão Horizontal | 51 |
| Figura 36 – 4º Modo de Vibração - Flexão Horizontal | 51 |
| Figura 37 – 5º Modo de Vibração - Combinado Flexão e Torção | 52 |
| Figura 38 – Deslocamentos Devido a Carga de Sustentação (mm) | 52 |
| Figura 39 – Equivalente de Von-mises sobre o Divinycell (MPa) | 52 |
| Figura 40 – Equivalente de Von-mises sobre o Contraplacado (MPa) | 53 |
| Figura 41 – Equivalente de Von-mises sobre a Balsa (MPa) | 54 |
| Figura 42 – Equivalente de Von-mises sobre a Fibra de Carbono (MPa) | 55 |
| Figura 43 – Comportamento temporal da velocidade | 56 |
| Figura 44 – Gradiente de Penetração da Velocidade | 56 |
| Figura 45 – Variação da Sustentação na Rajada | 57 |
| Figura 46 – Variação do Fator de Carga na Rajada | 57 |
| Figura 47 – Resposta de deslocamento pelo tempo | 58 |
| Figura 48 – Equivalente de Von-Mises no Chapeado | 58 |
| Figura 49 – Equivalente de Von-Mises no Divinycell | 59 |
| Figura 50 – Equivalente de Von-Mises nas Nervuras | 59 |
| Figura 51 – Equivalente de Von-Mises nas Fibras de Carbono | 60 |
| Figura 52 – Resposta temporal - Carga de Rajada | 61 |
| Figura 53 – FFT - Carga de Rajada | 61 |

Lista de tabelas

| | |
|--|----|
| Tabela 1 – Propriedades mecânicas do <i>Divinycell</i> H60 - Fornecidos pelo Fabricante | 34 |
| Tabela 2 – Propriedades mecânicas da Fibra de Carbono com Epóxi - Biblioteca de Materiais do Ansys | 34 |
| Tabela 3 – Deslocamento em cada Nervura | 46 |
| Tabela 4 – Deslocamento em cada Nervura - Modelo Numérico | 49 |
| Tabela 5 – Erro relativo entre Numérico x Experimental para Comparação do Modelo | 49 |
| Tabela 6 – Comparação Numérico x Experimental para Comparação do Modelo . | 49 |
| Tabela 7 – Margem de Segurança de cada Material | 55 |
| Tabela 8 – Margem de Segurança de cada Material | 61 |

Lista de abreviaturas e siglas

| | |
|--------|--|
| CA | Centro Aerodinâmico |
| CAD | Computer Aided Design |
| CAI | Compression After Impact |
| CDI | Correlação Digital de Imagens |
| CS-VLA | Certification Specifications For Very Light Aeroplanes |
| EASA | European Aviation Safety Agency |
| FAR | Federal Aviation Regulation |
| FFT | Fast Fourier Transform |
| GdL | Grau de Liberdade |
| MEF | Método dos Elementos Finitos |
| MS | Margem de Segurança |
| SAE | Society of Automobile Engineers |
| VANT | Veículo Aéreo Não Tripulado |

Lista de símbolos

| | |
|----------------|--|
| M | Massa |
| C | Amortecimento |
| K | Rigidez |
| f | Força |
| x | Deslocamento |
| \dot{x} | Primeira derivada do deslocamento |
| \ddot{x} | Segunda derivada do deslocamento |
| σ_{eq} | Tensão Equivalente de Von-Mises |
| σ_e | Limite de escoamento |
| T_{limite} | Limite de tensão |
| F_s | Fator de segurança |
| M_s | Margem de segurança |
| ω_n | Frequência Natural |
| $\Delta\alpha$ | Variação do ângulo de ataque |
| U | Componente de velocidade de rajada |
| V | Velocidade do avião |
| ρ | Densidade do ar |
| S | Área de asa |
| $C_{L\alpha}$ | Inclinação da curva do coeficiente de sustentação com ângulo de ataque |
| W | Peso |
| ΔL | Variação de Sustentação |
| Δn | Variação do fator de carga |
| K_a | Fator de alívio de rajadas |
| K_g | Fator de concentrador de tensão |
| U_{de} | Velocidade Equivalente |
| μ | Relação de Massa |
| h | Altitude |
| \bar{c} | Corda média aerodinâmica |
| g | Gravidade |

Sumário

| | | |
|----------|---|-----------|
| 1 | INTRODUÇÃO | 15 |
| 1.1 | Escopo | 15 |
| 1.2 | Objetivo | 16 |
| 1.3 | Metodologia | 16 |
| 1.4 | Apresentação do trabalho | 16 |
| 2 | REVISÃO BIBLIOGRÁFICA | 18 |
| 2.1 | Método de Elementos Finitos em VANTs de pequeno porte | 18 |
| 2.2 | Cargas Aeronáuticas | 19 |
| 2.3 | Métodos Experimentais | 20 |
| 2.4 | Comparação Numérica e Experimental | 21 |
| 2.5 | Avaliação Estrutural | 21 |
| 2.6 | Ajuste de modelo numérico | 21 |
| 3 | FORMULAÇÃO TEÓRICA | 23 |
| 3.1 | Análise Estática | 23 |
| 3.2 | Análise Dinâmica | 24 |
| 3.2.1 | Frequência e Modo Natural | 25 |
| 3.3 | Margem de Segurança e Falha | 26 |
| 3.4 | Tratamento Estatístico | 26 |
| 3.4.1 | Reta de regressão | 27 |
| 3.5 | Método dos Elementos Finitos | 27 |
| 3.5.1 | SHELL181 | 28 |
| 3.5.2 | SOLID186 | 28 |
| 3.6 | Carga de Rajada | 30 |
| 3.6.1 | Método de Raymer | 30 |
| 3.6.2 | Método 1-Cosine - FAR e CS-VLA | 31 |
| 4 | METODOLOGIA | 33 |
| 4.1 | Materiais e Métodos | 33 |
| 4.2 | Teste de Flexão | 34 |
| 4.3 | Modelagem Numérica Estática | 37 |
| 4.4 | Ensaio Modal | 39 |
| 4.5 | Cargas | 41 |
| 4.5.1 | Sustentação | 41 |
| 4.5.2 | Rajada | 42 |

| | | |
|------------|---|-----------|
| 4.5.2.1 | Obtenção da Carga | 43 |
| 4.5.2.2 | Simulação Transiente | 44 |
| 5 | RESULTADOS E DISCUSSÕES | 46 |
| 5.1 | Resultados Experimentais | 46 |
| 5.1.1 | Ensaio de Flexão | 46 |
| 5.1.2 | Ensaio Modal | 47 |
| 5.2 | Comparação Numérica | 47 |
| 5.2.1 | Flexão Estática | 47 |
| 5.2.2 | Análise Modal | 49 |
| 5.3 | Resposta Estática - Carga de Sustentação | 52 |
| 5.4 | Resposta Dinâmica | 55 |
| 6 | CONCLUSÃO | 62 |
| 6.1 | Sugestão para Trabalhos Futuros | 62 |
| | REFERÊNCIAS | 63 |
| | ANEXOS | 65 |
| | ANEXO A – DIMENSÕES ESTRUTURAIS | 66 |

1 Introdução

1.1 Escopo

No passado dos veículos aéreos não tripulados (VANTs) eram utilizado basicamente nas comunidades fotogramétrica e seu conceito ainda não era bem definido ([EISENBEISS et al., 2004](#)). Hoje porém, com o avanço da mecânica e robótica, veículos autônomos não tripulados em geral substituem o ser humano em tarefas repetitivas de precisão ou perigosas ([LITZENBERGER, 2007](#)).

Os VANTs são mais utilizados em atividades militares, como reconhecimento, observação ambiental e vigilância marítima remota e remoção de minas. Mas há também várias atividades não militares, como sensoriamento agrícola e manutenção de infraestrutura. O investimento na área agrícola e em missões de reconhecimento vem sendo beneficiado pelo atual desenvolvimento tecnológico, redução do custo e pela necessidade de otimização da produção ([JORGE; INAMASU, 2014](#)).

Segundo a ABA (Associação Brasileira de Aeromodelismo), a definição para Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) é: “um veículo capaz de voar na atmosfera, fora do efeito de solo, que foi projetado ou modificado para não receber um piloto humano e que é operado por controle remoto ou autônomo”, dentro do ambiente acadêmico é possível encontrar VANTs dentro de equipes de aerodesign, assim neste trabalho foi utilizado uma asa de competição para as análises.

Para qualquer tipo de aeronave um projeto estrutural é necessário, para garantir a eficiência e segurança da estrutura. Dentro do agronegócio, a eficiência, consumo e manutenção para realizar a missão afeta diretamente o investimento envolvido, isso requer um bom estudo de resistência e durabilidade estrutural.

Em um projeto estrutural, em primeiro lugar, é necessário usar princípios da estática e determinar possíveis esforços sobre a estrutura ([BEER; JOHNSTON, 1982](#)), após isto é de suma importância realizar uma análise dinâmica pois o estudo desta área proporciona o entendimento e o controle de fenômenos vibratórios em situações práticas ([EWINS, 1984](#)). Assim, o engenheiro possui a responsabilidade de conceber um modelo e considerar ações externas sobre ele e a partir disto criar códigos de projeto com as aproximações julgadas cabíveis, e após descobrir o comportamento estrutural realizar uma análise crítica de sua pertinência ([SORIANO; LIMA, 2003](#)).

1.2 Objetivo

O objetivo geral deste trabalho é realizar um estudo de caso e analisar o comportamento estrutural de uma asa de um VANT com uma análise estática e dinâmica.

Já os objetivos específicos são realizar um ensaio estático e dinâmico para comparar com o modelo numérico, obter a resposta estática da estrutura quando estiver sob efeito da sustentação em voo de cruzeiro, obter a resposta dinâmica quando a asa estiver pico de rajada.

1.3 Metodologia

Para realizar os estudos desse trabalho foi escolhida uma asa para as análises, sendo essa asa de um aeronave de competição. Neste trabalho será elaborado um ensaio estático de flexão com uma carga concentrada na ponta de asa e um ensaio dinâmico modal para obter as frequências e modos naturais da estrutura escolhida.

Assim, utilizando a plataforma ANSYS Workbench, será criado um modelo numérico em elementos finitos da asa e simuladas as condições aplicadas nos ensaios experimentais, e com a inserção de molas no modelo será obtido uma correlação entre os modelos numérico e experimental. Após isso será feita uma simulação estática para carga de sustentação em voo de cruzeiro, e uma simulação transiente para a carga de pico de rajada.

Com os resultados obtidos, um estudo de margem de segurança dos materiais será executado, para descobrir se há falhas estruturais.

1.4 Apresentação do trabalho

Este trabalho será composto por 6 capítulos. O primeiro é este que trata a introdução do trabalho, oferecendo uma ideia sobre o que se trata o estudo.

O segundo será a revisão bibliográfica, onde serão apresentados casos e estudos semelhantes de análise estrutural, ensaios estáticos e dinâmicos, obtenção de cargas aeronáuticas, métodos experimentais, envolvendo VANT's.

O terceiro capítulo é a formulação teórica, contendo alguns conceitos básicos para entendimentos de parâmetros e elementos aplicados na metodologia, como os equacionamentos estáticos e dinâmicos utilizados pelo software, banco de dados dos elementos utilizados no método de elementos finitos, equacionamento analítico para resolução de problema de autovalor e autovetor, equacionamento de cargas de rajada e tratamento estatístico.

O quarto capítulo apresenta uma breve explicação sobre a estrutura analisada, abordando um pouco sobre os materiais e dimensões dessa aeronave. Além disso lista os materiais e métodos utilizados experimentalmente e numericamente, como condições e contorno e aplicação das cargas.

O quinto capítulo mostra os resultados obtidos nos ensaios estático e dinâmico, comparação entre modelo experimental e numérico além de um estudo de esforços e margem de segurança de cada material da estrutura sobre os efeitos da sustentação em voo de cruzeiro e da carga de rajada.

O sexto capítulo apresenta a conclusão dos resultados obtidos e possíveis trabalhos futuros.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Método de Elementos Finitos em VANTs de pequeno porte

Uma aeronave desenvolvida pela equipe EESC/USP, segundo [Benini, Belo e Marques \(2004\)](#), foi desenhado para uma análise de flutter. A asa foi feita com um núcleo de *Styrofoam*TM, uma casca de *Kevlar*TM e duas longarinas unidimensionais de fibra de carbono.

Foi modelado o núcleo com elementos tetraédricos sólidos, a casca de *Kevlar*TM e as longarinas de fibra de carbono com elementos de casca quadrilátero laminado sendo que os elementos relacionados ao carbono tinham entre 1 à 3 camadas como mostra a Figura 1.

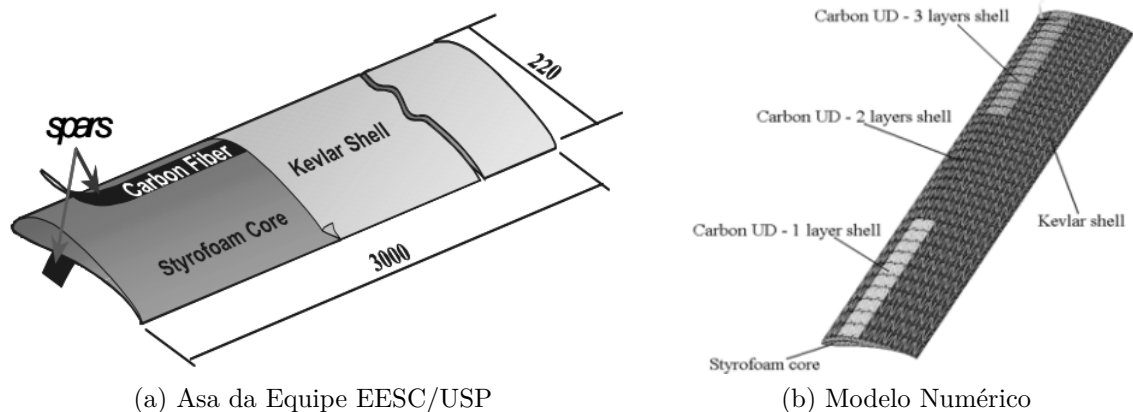


Figura 1 – Projeto de Asa da Equipe EESC/USP

Utilizando condições livre-livre para asa foi realizado uma análise modal no ANSYS[®] para obter as frequências naturais da asa, para então os resultados serem aplicados nos cálculos de flutter.

No trabalho de [Guimarães \(2017\)](#) é utilizado a ferramenta para realizar uma otimização estrutural em um *boom* de cauda feito de laminado de madeira balsa com fibra de carbono.

Utilizando o ANSYS[®] a estrutura foi modelada e posta sobre cargas, e visto que as tensões máximas sofridas pela estrutura não ultrapassava o limite de escoamento dos materiais utilizados foi confirmado a eficácia da estrutura, para assim realizar otimizações de alívio de peso e testes de voo para avaliação da estrutura em carga reais.

2.2 Cargas Aeronáuticas

O autor [Chaves e Kieckow \(2014\)](#) realizou uma análise de cargas construindo um diagrama Velocidade-Fator de Carga (V-n) seguindo a norma da Federal Aviation Regulation (FAR) parte 23. E assim foi determinado os esforços cortantes, o momento fletor e as cargas de torção na asa.

Os fatores de Carga devido a rajada foram obtidos seguindo os requisitos da Certification Specifications For Very Light Aeroplanes (CS-VLA) parte 341 da European Aviation Safety Agency (EASA) que determina a velocidade de rajada derivada entre 15 e 24 m/s. Assim após a determinação dos fatores de carga foram calculadas as velocidades de rajada, porém segundo o relatório NACA NR-692 citado no trabalho de [Rosa \(2006\)](#), a baixa altitude de voo de aeronaves de Aerodesign não proporciona grandes rajadas assim reduzindo as velocidades obtidas pela metade.

Além disso após a determinação das cargas a estrutura foi testada experimentalmente, a longarina foi construída com fibra de carbono e epóxi e ensaiada estaticamente com cargas ao longo da envergadura, simulando as cargas obtidas, comprovando que a estrutura construída suporta as cargas máximas calculadas.

A estrutura trabalhada por [Mira e Gustavo \(2013\)](#) pertence a uma aeronave que possui 2,4 metros de envergadura a asa possui uma geometria retangular com uma pequena seção trapezoidal nas extremidades. Predominantemente o material presente na asa é madeira, compondo as nervuras, bordo de ataque e fuga, e parte da longarina. Entretanto o foco do autor está na longarina que é composta por um caixote de madeira com reforços superiores e inferiores de fibra de carbono como mostra a Figura 2.

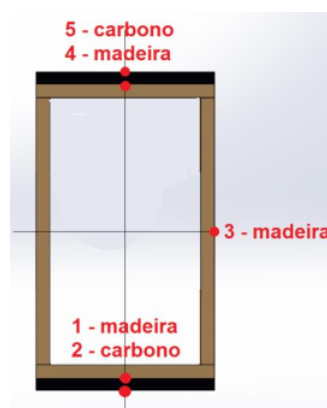


Figura 2 – Longarina da Aeronave

Em seu trabalho o autor utiliza as normas presente da FAR parte 23 e o método de distribuição de Schrenk para obter a distribuição de sustentação da asa, dessa maneira com a curva de sustentação foi obtido os esforços cortantes ao longo da asa. Assim integrando essa curva foi possível obter a distribuição de momento fletor.

No projeto da Equipe Tucano Aerodesign [Siqueira, Moraes et al. \(2018\)](#) descreve um projeto estrutural de asa, constituído por uma seção fechada em balsa no bordo de ataque, tubos de carbono vazados e varetas de balsa passantes no Centro Aerodinâmico (CA) do perfil.

Diferente do convencional observado em outros trabalhos, o autor decidiu aplicar as cargas nas nervuras ao invés de distribuí-la ao longo da longarina. De maneira simples foram discretizados os esforços cortantes e os momentos de torção e divididos entre as nervuras rígidas.

Para garantir que a asa suporte todo o envelope de voo foram calculados alguns fatores de carga do diagrama V-n e visto que em algumas manobras as cargas poderiam ter um acréscimo de força, foi aplicado um multiplicador na carga, considerando que os esforços encontrados no parágrafo anterior está relacionado com 1g (gravidade) da aeronave.

2.3 Métodos Experimentais

No artigo de [Assis et al. \(2015\)](#) é realizado uma análise de *flutter* e para isso é realizado um ensaio dinâmico para comparação do modelo numérico. Uma asa feita com fibra de carbono e madeira balsa foi ensaiada sendo suspensa por elásticos de maneira parecida com caso apresentado na figura 3 foi excitada por um *shaker* e teve os dados de frequência e amplitudes coletados por meio de acelerômetros e células de carga.

Como este trabalho utiliza da técnica de Correlação Digital de Imagens (CDI) para aquisição de resultados experimentais, foram pesquisados trabalhos que usam esse método, como o trabalho do autor [Saracura et al. \(2012\)](#), que realiza um comparativo entre os dados coletados de um ensaio de compressão após impacto (CAI - Compression After Impact) por meio de uma máquina universal INSTRON-8802 e por um sistema CDI, a qual o objeto de estudo é mapeado primeiramente e depois são realizadas uma sequência de fotografias do objeto durante o experimento, utilizando uma mesma posição e perspectiva, e com auxílio de softwares é possível coletar os dados de deslocamentos da estrutura mapeada.

No trabalho do autor [França e Junior \(2014\)](#) é utilizado do método CDI para um ensaio de flexão. Ele utiliza um tripé para fixação da câmera, e realiza uma associação de pixels para milímetros fotografando um corpo com medida conhecida. Assim ele consegue resultados da abertura de entalhe de dois corpos de prova feitos de tipos de aço diferentes.

2.4 Comparação Numérica e Experimental

Ainda no trabalho do [Siqueira, Moraes et al. \(2018\)](#), para obter uma comparação do modelo em elementos finitos foi realizado um ensaio modal da aeronave em condições livre-livre com auxílio de elásticos como mostra a Figura 3, após obter as frequências naturais nessas condições de contorno foi modelado no software as mesmas condições, obtendo um erro médio de 3,7%.

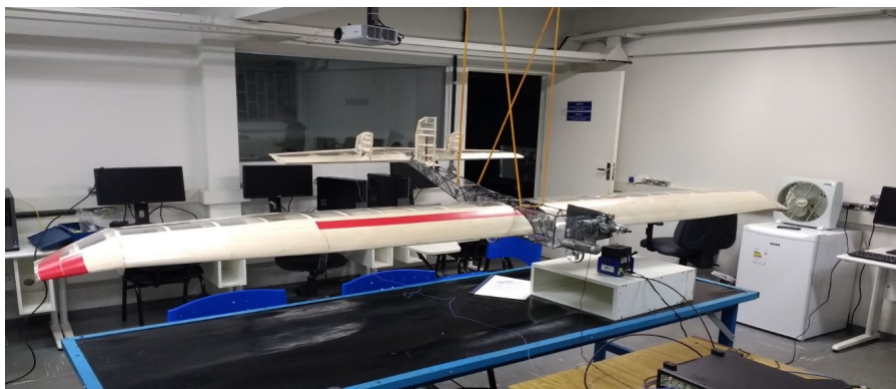


Figura 3 – Ensaio Modal da aeronave da Equipe Tucano Aerodesign

Já para o modelo estático foram aplicadas as cargas calculadas individualmente em cada nervura, simulando os esforços cortantes e os momentos de torção obtendo um erro máximo de 9,81%.

2.5 Avaliação Estrutural

Também no trabalho de [Mira e Gustavo \(2013\)](#), foi feita uma análise de tensões, o autor compara os tensores em vários pontos e em vários materiais, onde considerava pontos críticos, com o critério de Hoffman e percebe que nos pontos da longarina em que se usava madeira falhou, entretanto, essa carga era absorvida pelos reforços de carbono impossibilitando a ruptura com as cargas calculadas.

2.6 Ajuste de modelo numérico

Quando se trata de modelos numéricos nem sempre a validação com modelo experimental é simples. Estruturas com geometrias complexas ou com vários tipos de materiais acabam exigindo alguns ajustes no modelo computacional, como mostrado nos trabalhos de [Araújo et al. \(2007\)](#) e [Infantes, Elmer et al. \(2000\)](#) trazendo o modelo de [Mottershead e Friswell \(1993\)](#), uma viga em 2D engastada-livre, a qual suas condições de contorno são modeladas com um elemento de mola translacional e um rotacional, como mostra a figura 4, onde suas rigidez são ajustadas de forma que acompanhe o modelo experimental. De

maneira semelhante este trabalho utilizará molas para simular os efeitos de junções da asa.

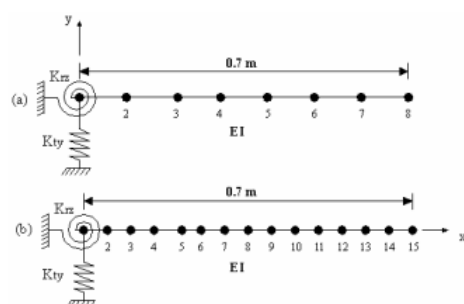


Figura 4 – Modelo de viga 2D de Friswell e Mottershead

3 Formulação Teórica

3.1 Análise Estática

Uma análise estática calcula os efeitos e condições de uma estrutura sobre efeito de cargas constantes, ignorando os efeitos de inércia e amortecimento, como aqueles causados por cargas que variam com o tempo.

Assim o equilíbrio estático se dá pela anulação de resultantes entre o somatório das forças e momentos sobre a estrutura (HIBBELER, 2010). De acordo com o manual teórico do ANSYS®, sua formulação segue com um equilíbrio entre a rigidez, os deslocamentos e as cargas atuantes no sistema, como mostra a Equação 3.1, sendo $[K]$ uma matriz de Rigidez total, $\{u\}$ um vetor de deslocamento nodal, $\{F^a\}$ um vetor de Cargas Aplicadas e $\{F^r\}$ um vetor de Cargas reativas, sendo que $\{F^a\}$ abrange todas as cargas aplicadas em nós, cargas devido a aceleração, pressão e temperatura

$$[K] \{u\} = \{F^a\} + \{F^r\} \quad (3.1)$$

Este equacionamento se origina da Lei de Hooke, e como neste trabalho grande parte dos esforços causam efeitos de flexão é possível exemplificar uma asa como uma viga engastada e obter a deflexão da mesma. Para uma viga em condição engastada em uma ponta e livre na outra, submetida a uma carga pontual na extremidade livre, como mostra a figura 5, considerando a estrutura sendo uma viga prismática submetida a flexão pura, no regime elástico, a curvatura da superfície neutra pode ser expressa pela equação 3.2, onde M é o momento fletor, E o módulo de elasticidade e I o momento de inércia da seção transversal e ρ o raio de curvatura.

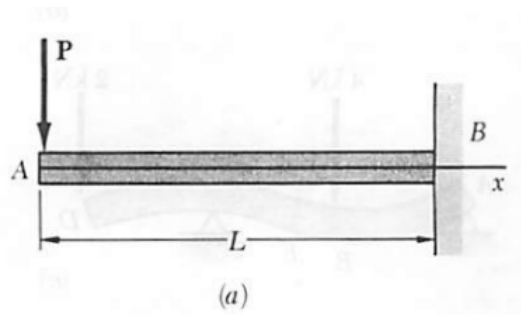


Figura 5 – Exemplo de viga prismática sob flexão pura - Fonte: Resistência dos Materiais - Beer Johnston 2ª Edição

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M(x)}{EI} \quad (3.2)$$

Sendo $M = -P.x$ e a declividade sendo muito pequena considerando $\frac{1}{\rho} = \frac{d^2y}{dx^2}$, temos:

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{-P.x}{EI} \quad (3.3)$$

Com a rigidez flexional invariável ao longo da viga é possível encontrar o angulo da flecha $(\frac{dy}{dx})$ integrando a equação 3.3 uma vez obtendo:

$$EI \frac{dy}{dx} = \int_0^x M(x)dx + C_1 \quad (3.4)$$

Para obter a flecha basta integrar novamente obtendo:

$$EI y = \int_0^x dx \int_0^x M(x)dx + C_1 x + C_2 \quad (3.5)$$

Utilizando as condições de contorno de engastamento, $(\frac{dy}{dx})_B = 0$ e $y_B = 0$ é possível obter os valores das constantes C_1 e C_2 , e assim conseguir os deslocamentos e angulações ao longo da viga

3.2 Análise Dinâmica

Já em uma análise dinâmica, efeitos de inércia e amortecimento são considerados além de cargas variantes no tempo, como cargas de rajadas e alguns efeitos aeroelásticos.

Segundo Inman, o equilíbrio dinâmico se dá pela igualdade entre soma das forças de massa, rigidez e amortecimento com a força de excitação do sistema, assim para sistemas com vários graus de liberdade (GdL) essas forças são organizadas no modo matricial como mostra a Equação 3.6, sendo M uma matriz de massa, C uma matriz de amortecimento e K uma matriz de rigidez, todas com dimensões $n \times n$ e \ddot{x} um vetor de acelerações, \dot{x} um vetor de velocidades, x um vetor de deslocamentos e F um vetor de forças aplicadas, ambos com dimensões n , sendo n o número de graus de liberdade.

$$[M] \{\ddot{x}\} + [C] \{\dot{x}\} + [K] \{x\} = \{F\} \quad (3.6)$$

Dessa maneira o Manual Teórico do ANSYS® utiliza a Equação 3.6 adaptando os vetores de deslocamentos, velocidade e acelerações para vetores de deslocamentos nodais, velocidades nodais e acelerações nodais, sendo eles $\{u\}$, $\{\dot{u}\}$, $\{\ddot{u}\}$ respectivamente como mostra a Equação 3.7

$$[M] \{\ddot{u}\} + [C] \{\dot{u}\} + [K] \{u\} = \{F\} \quad (3.7)$$

3.2.1 Frequência e Modo Natural

Se após uma perturbação inicial, o sistema continuar vibrando sem auxílio de estímulos externos, a frequência de oscilação é chamada de frequência natural. Quando uma estrutura sofre alguma excitação harmônica cujo a frequência de excitação coincide com a frequência natural ocorre um fenômeno chamado ressonância, que resulta em amplitudes excessivos, tornando o sistema passível de um colapso (RAO, 2009).

Esse parâmetro é derivado das propriedades físicas de massa e rigidez (INMAN; SINGH, 1994). Utilizando um sistema massa mola simples não amortecido de um grau de liberdade, assumindo as forças do diagrama de corpo livre, o movimento pode ser escrito pela equação 3.8, sendo m a massa, k rigidez, mas quando se é analisado como um movimento periódico a equação 3.9 estima seu comportamento, sendo A a amplitude, t tempo, ϕ a fase e ω_n a frequência natural.

$$m\ddot{x}(t) = -kx(t) \quad (3.8)$$

$$x(t) = A\sin(\omega_n t + \phi) \quad (3.9)$$

Assim derivando duas vezes a equação 3.9 é possível obter o comportamento da aceleração, representado na equação 3.10.

$$\ddot{x}(t) = -\omega_n^2 A\sin(\omega_n t + \phi) \quad (3.10)$$

Dessa maneira substituindo as equações 3.10 e 3.9 na equação 3.8 é possível obter as frequências naturais dividindo a relação pela massa, alcançando a equação 3.12

$$-m\omega_n^2 A\sin(\omega_n t + \phi) = -kA\sin(\omega_n t + \phi) \quad (3.11)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (3.12)$$

Quando se trata de um sistema com vários GdL, ele possui vários modos de vibração, uma para cada frequência natural, sendo os modos a forma como a estrutura vibra. Ou seja: para cada frequência natural existe um modo de vibração específico, ou um perfil de vibração. Assim, um problema de excitação harmônica sem amortecimento do tipo apresentado na Equação 3.13, tem uma solução definida como mostrado na Equação 3.14, um problema de autovalor e autovetor.

$$[M] \ddot{x} + [K] x = 0 \quad (3.13)$$

$$\|K - \omega^2 M\| x(\omega) = 0 \quad (3.14)$$

Dessa maneira, os autovalores obtidos através da resolução da Equação 3.15 são as frequências naturais e os autovetores são os modos de vibrações.

$$\|K - \omega^2 M\| = 0 \quad (3.15)$$

3.3 Margem de Segurança e Falha

A teoria de von Mises-Hencky, teoria de tensão de cisalhamento octaédrica ou teoria de energia de distorção máxima é geralmente considerada como a mais apropriada para materiais dúcteis. A teoria afirma que o material começa falhar em um local onde a tensão equivalente de von-Mises (σ_{eq}) atinge o valor limite de escoamento do material (T_{limite}) (STERNICK et al., 2012).

Assim o Manual Teórico do Ansys® solicita ao usuário um valor de tensão limite, procurando não gerar deformações plásticas o limite de escoamento do material (σ_e) pode ser definido como limitante:

$$T_{limite} = \sigma_e$$

E assim, segundo a teoria, o fator de segurança (F_s) e margem de segurança (M_s) podem ser obtidas pelas razão entre o limite de escoamento do material e a tensão equivalente de von Mises, como mostra as Equações 3.16 e 3.17 respectivamente (ANSYS, 2016).

$$F_s = \frac{\sigma_e}{\sigma_{eq}} \quad (3.16)$$

$$M_s = F_s - 1 \quad (3.17)$$

3.4 Tratamento Estatístico

Geralmente é interessante e útil estabelecer uma relação entre duas ou mais variáveis. A matemática estabelece vários tipos de relações entre variáveis, por exemplo, as relações funcionais e as correlações (CORREIA, 2003). Em atividades de medição é possível traçar uma reta de tendência afim de montar uma correlação entre duas variáveis. Para uma correlação linear é necessário um parâmetro para estabelecer se as variáveis trabalhadas possuem algum tipo de dependência ou relação, assim o coeficiente de correlação

linear, ou coeficiente de correlação de Pearson (r), pode cumprir esse papel indicando o nível de correlação que ocorre entre as variáveis.

Dado um número de medições n , onde x_i é uma variável independente e y_i uma variável dependente de x , é possível obter o coeficiente de correlação de Pearson, como mostra a equação 3.18

$$r = \frac{n \sum x_i y_i - (\sum x_i)(\sum y_i)}{\sqrt{[n \sum x_i^2 - (\sum x_i)^2][n \sum y_i^2 - (\sum y_i)^2]}} \quad (3.18)$$

Assim o coeficiente de correlação varia entre +1 e -1 sendo que:

- $r = +1$ Correlação positiva perfeita entre as variáveis
- $r = -1$ Correlação negativa perfeita entre as variáveis
- $r = 0$ Não há correlação entre as variáveis

Geralmente a correlação é considerada fraca quando $0,3 \leq |r| < 0,6$, média para forte quando $0,6 \leq |r| < 1$.

3.4.1 Reta de regressão

Com a correlação traça-se uma linha que se aproxima a uma reta, mais próxima possível de todas as medições, e como qualquer reta segue equação da reta, $y = ax + b$, sendo a e b parâmetros dessa equação que podem ser encontrados por meios das equações 3.19 e 3.20 respectivamente.

$$a = \frac{n \sum x_i y_i - \sum x_i \sum y_i}{n \sum x_i^2 - (\sum x_i)^2} \quad (3.19)$$

$$b = \bar{y} - a\bar{x} \quad (3.20)$$

Sendo \bar{x} o valor médio da variável x e \bar{y} o valor médio da variável y .

3.5 Método dos Elementos Finitos

O Método dos Elementos Finitos (MEF) trata-se de uma ferramenta matemática de discretização com o objetivo de obter deslocamentos e estado de tensões de um sólido de geometria arbitrária sujeito a ações externas (AZEVEDO, 2011).

Para problemas com geometrias simples é possível encontrar resultados mais exatos por meio das formulações encontradas na literatura, entretanto quando encontra-se

geometrias irregulares e complexas não tabeladas na literatura há a necessidade de usar uma aproximação numérica. Nesse método, a discretização ocorre por meio da subdivisão do domínio (estrutura) em vários subdomínios denominados elementos finitos podendo variar em elementos de superfície para casos em duas dimensões, sólidos para casos em três superfícies e vigas, pórticos para casos unidimensionais (MARTHA, 2010).

Entretanto por tratar-se de um método computacional há uma demanda de processamento, assim um investimento teórico na modelagem do problema pode-se otimizar o tempo computacional, fazendo uma boa seleção de tipos de elementos, graus de formulação e realizando simplificações geométricas

3.5.1 SHELL181

O elemento SHELL181 apresentado na Figura 6 é um elemento do tipo casca com 4 nós, sendo que cada um deles possui 6 GdL, assim inclui translações nos eixos x , y e z e rotações nesses mesmos eixos. Este elemento é recomendado para cascas finas à levemente grossas, aplicações não lineares, e casos de membranas. Esse elemento possui formatos quadrangulares e triangulares (ANSYS, 2016).

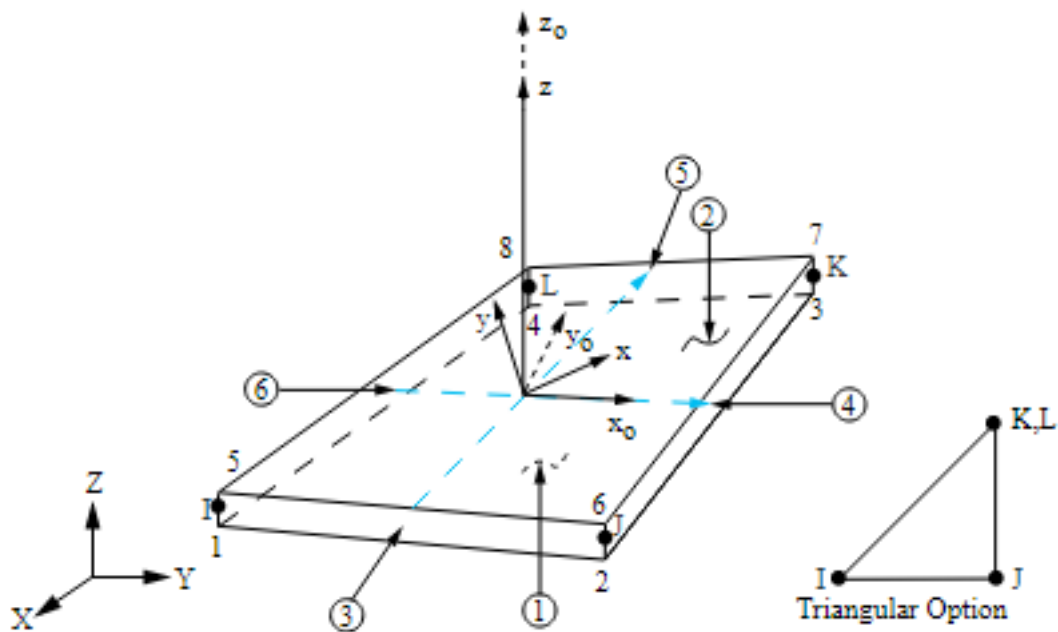


Figura 6 – Disposição do Elemento SHELL181. Fonte: Manual do usuário - Ansys

3.5.2 SOLID186

O elemento SOLID186 apresentado na Figura 7 é um elemento quadrático de 20 nós que possuem 3 GdL, sendo eles translações nas direções x , y e z . O elemento suporta

plasticidade, hiperelasticidade, fluência, rigidez de tensão, grande deflexão e grandes capacidades de deformação. Também possui capacidade de formulação mista para simular deformações de materiais elastoplásticos quase incompressíveis e materiais hiperelásticos totalmente incompressíveis.

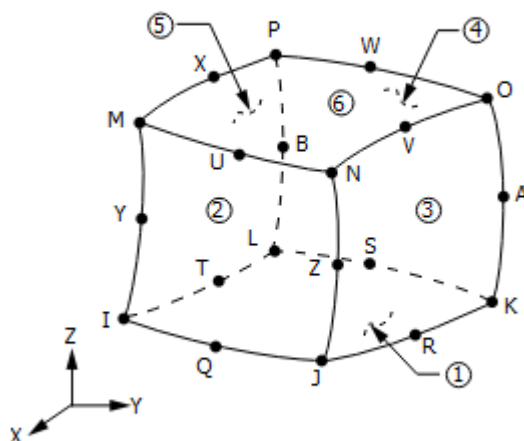


Figura 7 – Disposição do Elemento SOLID186. Fonte: Manual do usuário - Ansys

3.6 Carga de Rajada

O fenômeno de rajada se dá pela variação repentina do ângulo de ataque da aeronave (RAYMER, 2012). A velocidade de rajada lateral ou vertical se dá pela aparição de uma nova componente de velocidade perpendicular à velocidade do avião, como mostra a Figura 8, assim ocasionando a variação do ângulo de ataque. Uma aproximação para encontrar essa variação é a divisão da velocidade de rajada pela velocidade da aeronave por causa da relação trigonométrica mostrada na Equação 3.21, sendo U a velocidade de rajada, V a velocidade da aeronave e $\Delta\alpha$ a variação do ângulo de ataque.

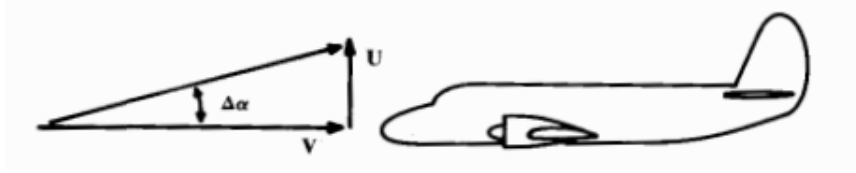


Figura 8 – Componente de Rajada - Fonte: Aircraft Design: A Conceptual Approach

$$\Delta\alpha = \tan^{-1} \frac{U}{V} \cong \frac{U}{V} \quad (3.21)$$

Neste trabalho serão utilizados dois métodos para obtenção da carga, sendo eles a aproximação apresentada por Raymer em seu livro e a aproximação "1-Cosine" considerada como pior caso, utilizada nas normas de aviação americana (Federal Aviation Regulations - FAR) e europeia (European Aviation Safety Agency Certification Specification for Very Light Aircraft - EASA CS-VLA).

3.6.1 Método de Raymer

A variação do ângulo de ataque ocasiona uma variação também na distribuição de sustentação (ΔL) como mostra a Equação 3.22, sendo ρ a densidade, S área de asa, $C_{L\alpha}$ a inclinação da curva de sustentação por ângulo de ataque.

$$\Delta L = 0.5\rho V^2 S (C_{L\alpha} \Delta\alpha) = 0.5\rho V S C_{L\alpha} U \quad (3.22)$$

Consequentemente com uma variação da sustentação, ao relacionar com o peso há uma variação também do fator de carga (Δn), como mostra a Equação 3.23, sendo W o peso da aeronave.

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W} = \frac{\rho U V C_{L\alpha}}{2W/S} \quad (3.23)$$

Uma rajada de vento tende a seguir um aumento de intensidade semelhante ao cosseno enquanto a aeronave voa, permitindo que ela tenha mais tempo para reagir à

rajada. Isso reduz a aceleração experimentada pela aeronave em até 40% (RAYMER, 2012). Para explicar esse efeito, um "fator de alívio de rajadas" (K_a) "estatístico" foi criado e aplicado aos dados de rajadas e relacionado pela Equação 3.24. A forma da velocidade da rajada ao longo do espaço pode ser definido nos seguintes termos:

$$U = K_a U_{de} \quad (3.24)$$

Relação de Massa:

$$\mu = \frac{2(W/S)}{\rho g \bar{c} C_{L\alpha}} \quad (3.25)$$

Onde \bar{c} é a corda média aerodinâmica e g a aceleração da gravidade Caso Subsônico:

$$K_a = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu} \quad (3.26)$$

Outro parâmetro importante é a velocidade "equivalente" (RAYMER, 2012), que o autor trata como U_{de} , esse parâmetro desde muito tempo foi tabelado como 30 ft/s (9,144 m/s). Para maioria das aeronaves isso gera 3g (força equivalente a 3 vezes a aceleração da gravidade) aproximadamente de fator de carga positivo, e é considerada adequada para aeronaves civis normais, utilitárias e de acrobacia a velocidades até a velocidade de cruzeiro. Para velocidades mais altas (como a de mergulho), pode-se supor que o U_{de} cai linearmente a 15 ft/s (4,572 m/s).

3.6.2 Método 1-Cosine - FAR e CS-VLA

Para este método, outros inputs serão necessários. Inicialmente, diferente do método anterior, a FAR25.345 ele tabela U_{de} como 25 ft/s (7,62 m/s), já a CS-VLA 333 considera o valor de 15,24 m/s. Porém as normas utilizam o método de pior caso "1-Cosine" para determinar a forma da velocidade de rajada no espaço e no tempo diferentemente da equação 3.24, para isso é necessário determinar o gradiente de rajada \mathbf{H} , distância penetrada s que geralmente varia de 0 a duas vezes o valor do gradiente de rajada. De acordo com as normas o valor do gradiente de rajada é igual a 12,5 vezes a corda média aerodinâmica da asa, dessa forma utilizando as equações 3.27 e 3.28 é possível encontrar a variação da velocidade no espaço e no tempo respectivamente.

$$U(x) = \frac{U_{de}}{2} (1 - \cos(\frac{2\pi s}{H})) \quad (3.27)$$

$$U(t) = \frac{U_{de}}{2} (1 - \cos(\frac{2\pi Vt}{H})) \quad (3.28)$$

Dessa maneira a variação do fator de carga se dá pela razão entre a variação de sustentação pela força peso da aeronave como apresentado na equação 3.23, porém agora tem-se um fator de carga variante no tempo, em forma de um cosseno.

4 Metodologia

4.1 Materiais e Métodos

A estrutura analisada neste trabalho será uma asa de uma aeronave radiocontrolada de competição de aerodesign categoria Micro, fornecida pela Equipe de Competição Mamutes do Cerrado da Universidade de Brasília, mostrado na Figura 9.

A asa é composta por uma longarina de 750mm de comprimento com seção transversal variável a partir de 450mm da raiz da asa como mostra a Figura 10 , além disso ela é composta por uma seção em "I" com materiais diferentes em suas partes, fibra de carbono com epóxi nas mesas e *divinycell* na alma. As Tabelas 1 e 2 apresentam mais informações sobre os materiais.



Figura 9 – Aeronave da Equipe Mamutes do Cerrado

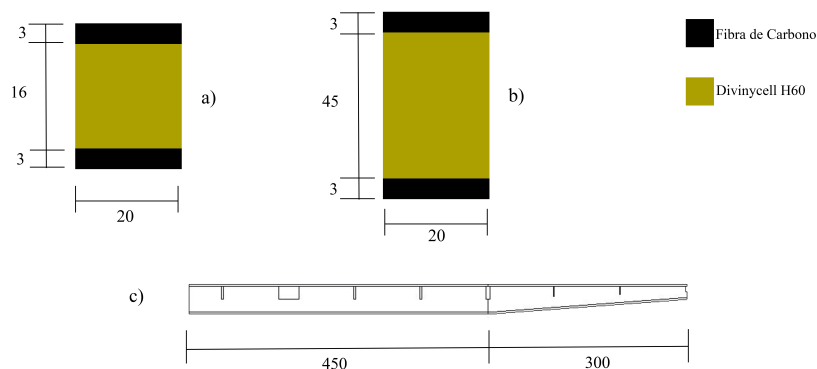


Figura 10 – Configuração de meia Longarina (mm) - a) Seção transversal da ponta de asa, b) Seção transversal da raiz da asa, c) Vista lateral da longarina

| Módulo de Elasticidade (MPa) | Coefficiente de Poisson | Densidade (Kg/m ³) |
|------------------------------|-------------------------|--------------------------------|
| 56 | 0,4 | 60 |

Tabela 1 – Propriedades mecânicas do *Divinycell* H60 - Fornecidos pelo Fabricante

| Módulo de Elasticidade X (GPa) | Módulo de Elasticidade Y (GPa) | Módulo de Elasticidade Z (GPa) |
|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| 59,16 | 7,5 | 59,16 |
| Módulo de Cisalhamento XZ (GPa) | Módulo de Cisalhamento XY (GPa) | Módulo de Cisalhamento YZ (GPa) |
| 17,5 | 2,7 | 2,7 |
| Coefficiente de Poisson XZ | Coefficiente de Poisson XY | Coefficiente de Poisson YZ |
| 0,04 | 0,3 | 0,3 |
| Densidade (Kg/m ³) | | |
| 1451 | | |

Tabela 2 – Propriedades mecânicas da Fibra de Carbono com Epóxi - Biblioteca de Materiais do Ansys

Além disso a estrutura também é composta por 8 nervuras de contraplacado, sendo as 3 da ponta da asa afiladas, e um chapeado construído com balsa de 1 mm, para mais detalhes é possível encontrar o desenho técnico no Anexo A.

4.2 Teste de Flexão

Para comparação do modelo numérico alguns testes foram realizados, um deles foi um teste de flexão da estrutura. O ensaio seguiu o esquemático apresentado na figura 11 utilizando os seguintes materiais:

- Uma mesa estável
- Balões com pesos para ser utilizadas como carga
- Grampos do tipo sargento
- Câmera Canon EOS XT Rebel
- Suporte Tripé para câmeras
- Balança para medição das cargas

Inicialmente foram enumeradas as nervuras da asa, sendo 1 a raiz e 9 a ponta de asa (Figura 12) e posicionada a asa de cabeça para baixo, assim foram travadas as faces superiores e inferiores da raiz da longarina, com auxílio de grampos do tipo sargento, de maneira que a asa não translade e não rotacione em nenhuma direção, após isso foram demarcados os pontos de medição em cada nervura com auxílio de fita crepe e colocadas cargas na nona nervura. Afim de descobrir uma linearidade nas deformações, as cargas foram variadas entre 0,5; 1; 1,5 e 2 quilos.

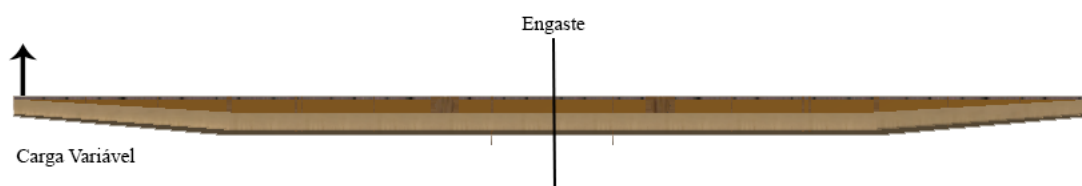


Figura 11 – Esquemático de Ensaio de Flexão

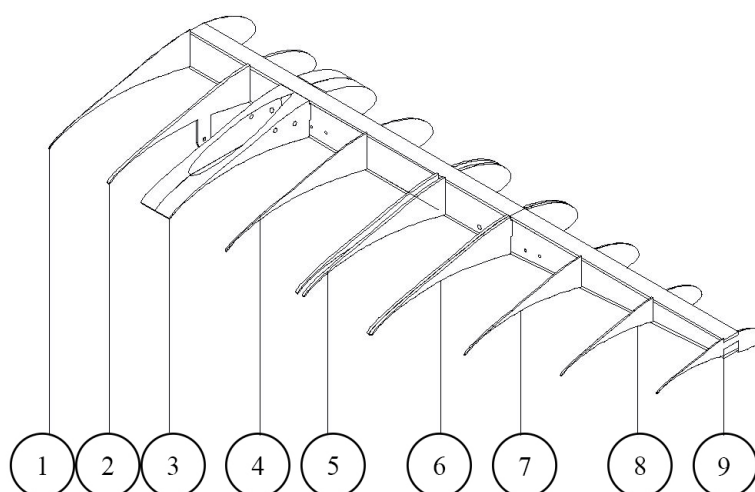


Figura 12 – Enumeração das Nervuras para o Ensaio

Para coletar os dados de deslocamentos foram marcados os pontos de interesse, e com auxílio de uma câmera Canon EOS XT Rebel de alta resolução foi possível obter os deslocamentos via processo fotográfico. A disposição do ensaio é apresentado na figura 13.



Figura 13 – Disposição do Ensaio - a) Fixação simulando o Engaste, b) Cargas a serem posicionadas, c) Câmera em um ponto fixo acionada remotamente

Para realizar uma correlação entre as fotografias e o objeto real foi fotografado um objeto de tamanho conhecido no mesmo plano de interesse de coleta de dados (bordo de ataque da asa), e assim foi feita uma relação entre milímetros e pixels como mostra a figura 14



Figura 14 – Objeto utilizado para correlação de medidas digitais

Para obtenção dos valores de deslocamento foi utilizada uma técnica de sobreposição de imagens apresentado na figura 15. Com auxílio do software Adobe Photoshop foi sobreposta a fotografia do ponto neutro (sem carga) e do ponto deslocado (com carga) e assim utilizando a ferramenta métrica foi possível coletar os resultados de deslocamentos em pixels para depois converter para milímetros.

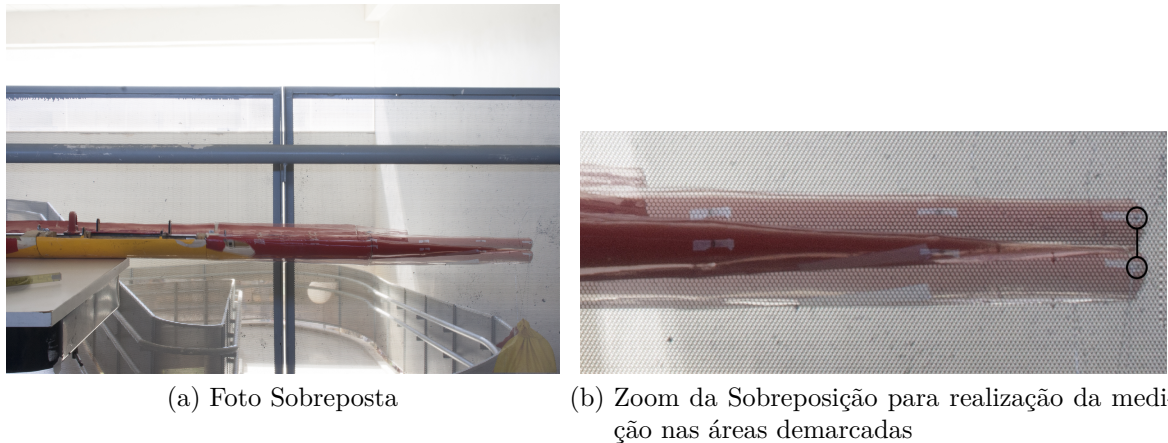


Figura 15 – Sobreposição Fotográfica do Caso de 2Kg

Entretanto para reduzir incertezas experimentais foram projetadas linhas de tendências afim de garantir a linearidade do experimento e uma melhor comparação numérica com o modelo experimental.

4.3 Modelagem Numérica Estática

Finalizado o experimento foi criado um modelo numérico em elementos finitos da asa inteira com o software ANSYS. Para esse modelo foram utilizado elementos sólidos para a alma da longarina e elementos de casca para as mesas da longarina, nervura e chapeado. Para as casacas foi selecionado o elemento SHELL181, devido a sua aplicação em casca finas e a capacidade de trabalhar com pequenas e grandes deformações, já para o sólido foi selecionado o elemento SOLID186 por sua capacidade de suportar plasticidade e grandes deformações. Assim, após realizar o desenho CAD da asa os elementos foram distribuídos conforme apresentado na figura 16

Afim de simular as condições de ensaio, foi posicionado um suporte fixo na raiz das mesas como mostra a figura 17 e adicionada uma força concentrada vertical na ponta de asa como mostra a figura 18 de acordo com as cargas aplicadas no experimento.

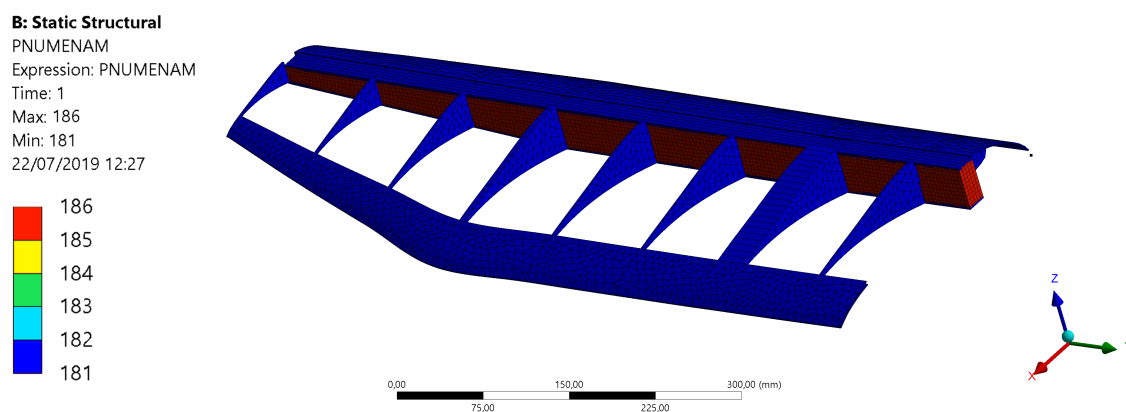


Figura 16 – Distribuição de elementos pela asa

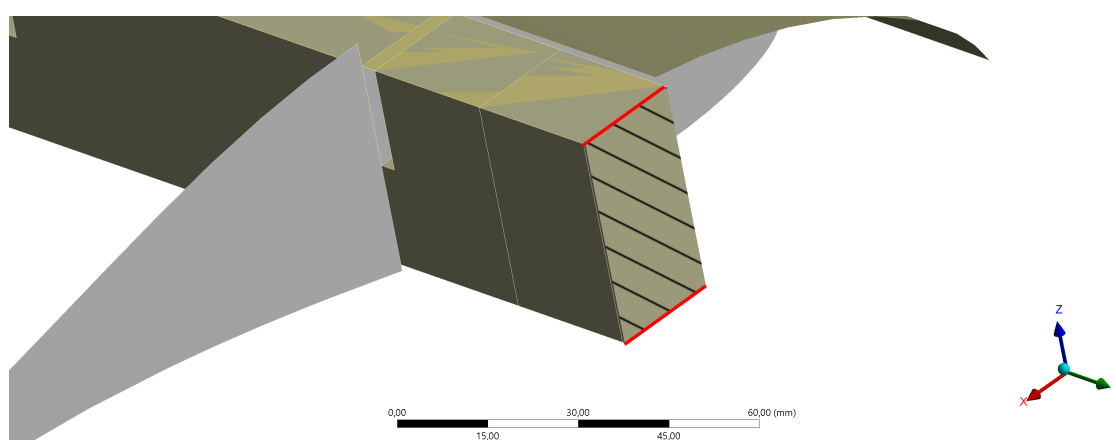


Figura 17 – Condição de engaste no modelo numérico

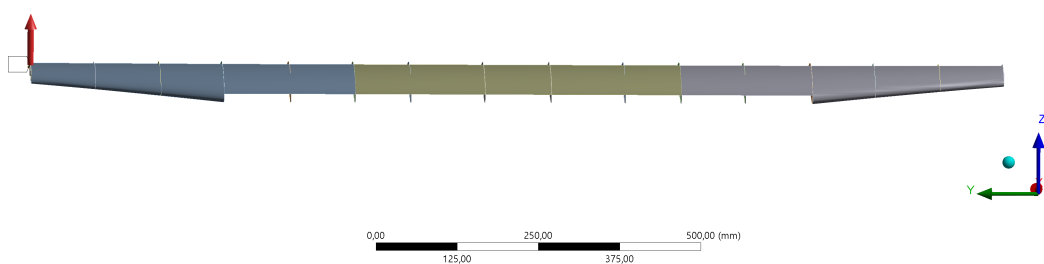


Figura 18 – Aplicação da carga no modelo numérico

Também foi adotado um ajuste de rigidez no modelo numérico para redução de erro. Para modelar melhor as junções da asa foram substituídas por molas torcionais (Figura 19), afim de variar sua rigidez até achar um ponto aceitável.

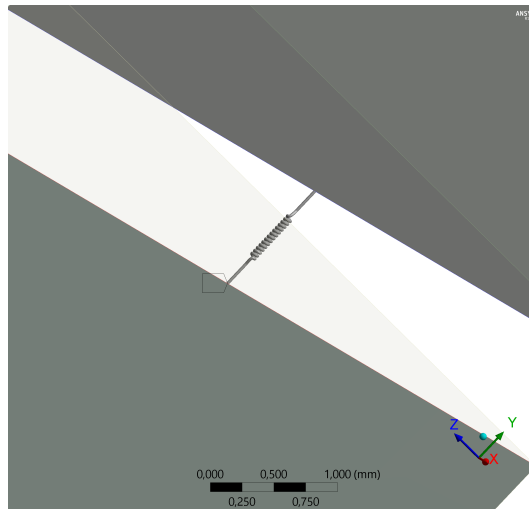


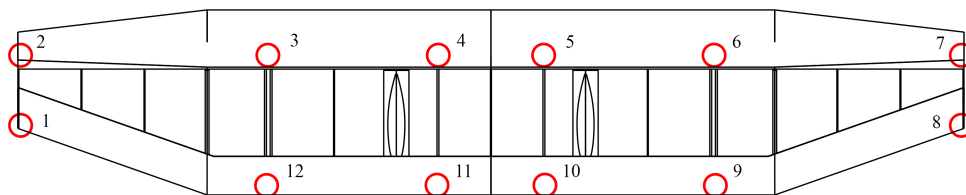
Figura 19 – Ajuste nas Junções do Modelo

4.4 Ensaio Modal

Para a parte dinâmica foi realizado um ensaio modal, afim de comparar os valores de frequências naturais e os modos de vibrações numéricos e experimentais. Para isso inicialmente a asa foi demarcada com pontos de análises, de forma que fosse possível a visualização dos modos naturais, por isso as marcações evitaram as nervuras que realizam as junções da asa, e assim foi criada uma malha para obtenção de resultados, como mostra a figura 20.



(a) Marcações realizadas



(b) Malha de medições experimentais

Figura 20 – Definição dos pontos de interesse

Para as condições de contorno, é necessário simular a condição livre-livre, para isso a asa foi colocada sobre dois apoios de espuma leve, de maneira que a asa fique estável e

não impeça os deslocamentos.

Assim para inicializar o experimento foi utilizado um *Shaker* TIRA VIB como excitador, uma placa NI-9232 da *National Instruments* para aquisição de dados, um gerador de ondas Minipa MFG-4205B, um amplificador de sinal externo da empresa TIRA e acelerômetros e células de carga para realizar as medições, a figura 21 mostra a disposição dos equipamentos durante o ensaio.

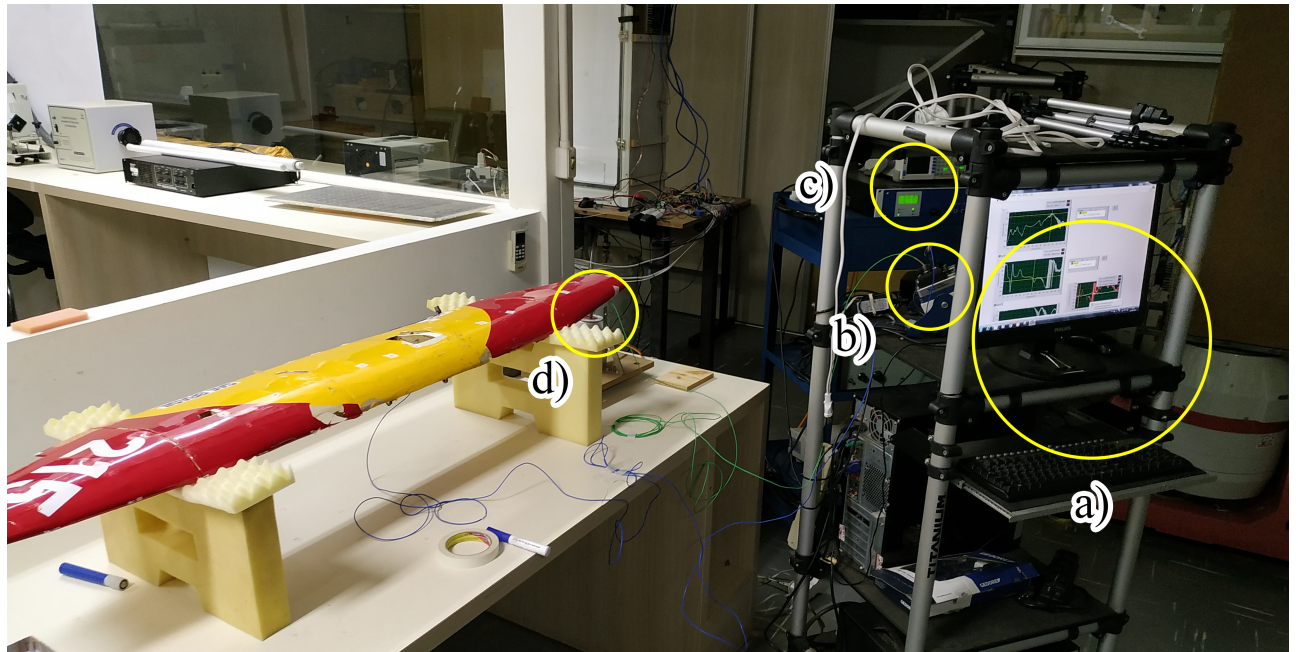


Figura 21 – Disposição do ensaio - a) Computador com LabView para tratamento de dados, b) Placa de Aquisição, c) Gerador de Onda e Amplificador de sinal, d) Shaker de vibração

Durante todo processo experimental foram medidas as respostas em frequência nos pontos demarcados, com o shaker excitando o ponto 1, na extremidade da asa, como mostra a figura 22. Foram realizadas 30 medições em cada ponto e tiradas suas respectivas médias. Ao realizar todas as medições e trata-las no LabView, foram gerados vários arquivos de texto (.txt) carregando as frequências, amplitudes de cada medição.

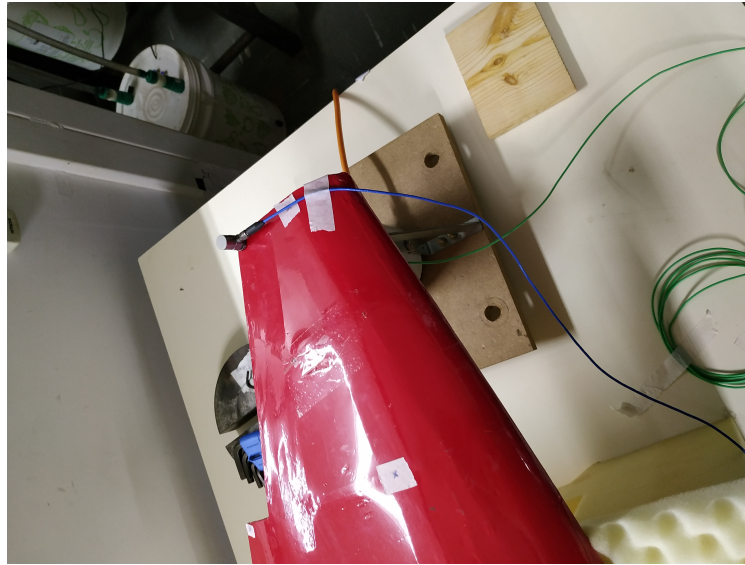


Figura 22 – Medição do primeiro nó, no local da excitação do *shaker*

Agora utilizando o mesmo modelo em elementos finitos apresentado na fase estática, foi colocado sobre condições livre-livre e realizado uma simulação modal.

4.5 Cargas

Após o modelos terem sido criados e comparados, este tópico apresentará a metodologia aplicada para simular as cargas de sustentação e rajada.

4.5.1 Sustentação

A distribuição da sustentação ao longo da envergadura da asa é um fator importante para a estrutura. Uma vez que essa força gera esforços de flexão na longarina da asa é necessário dimensionar a estrutura para suportar tais tensões e deformações.

Por isso, foi utilizado uma aproximação polinomial, fornecido pela equipe Mamutes do Cerrado, que aproxima a carga de sustentação gerada pela asa ao longo do seu comprimento, como mostra a figura 23. A sustentação varia pelo comprimento da asa, assim utilizando o modo *Function* de aplicação de pressão no Ansys foi adicionado o polinômio dividido pela largura da longarina da asa, pois o polinômio fornece um valor de Newton por metro e ao dividir pela largura completa-se a área de aplicação transformando N/m em N/m^2 , ou seja, pressão.

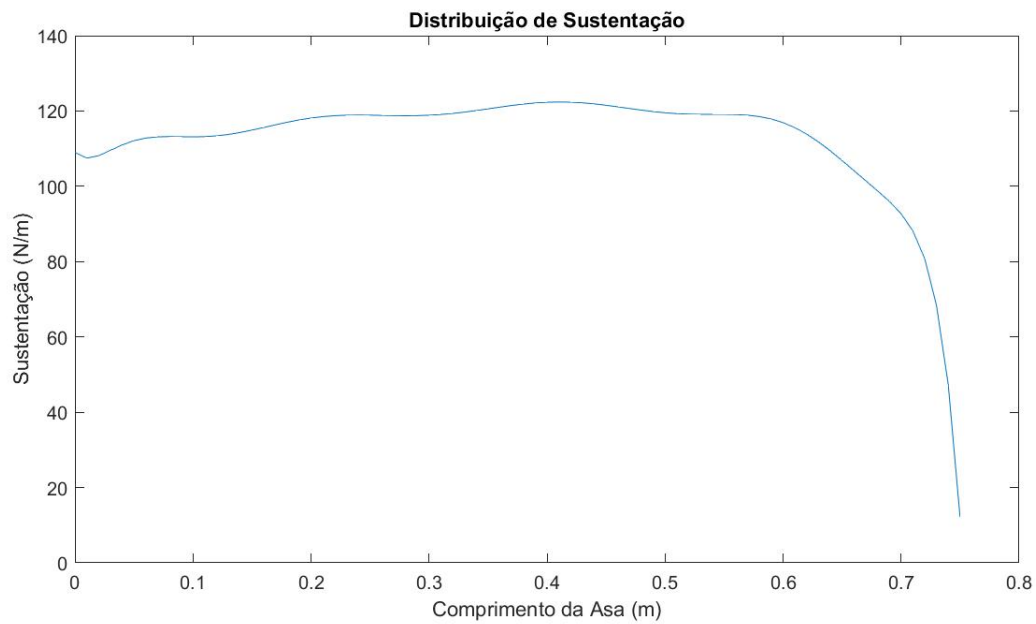


Figura 23 – Distribuição de Sustentação ao longo de meia asa.

Utilizando o modelo numérico foi simulado as condições de voo, para isso foi aplicado um engaste na raiz da asa ao aplicar a carga, mesma condição utilizada na figura 17, deixando a ponta de asa em condição livre. Ao aplicar a carga nota-se que o valor máximo é encontrado no meio da asa, como mostra a figura 24, confirmando o gráfico de distribuição de sustentação apresentado na figura 23. E dessa maneira foi possível obter valores de deformações e tensões na asa sobre efeito estático da sustentação.

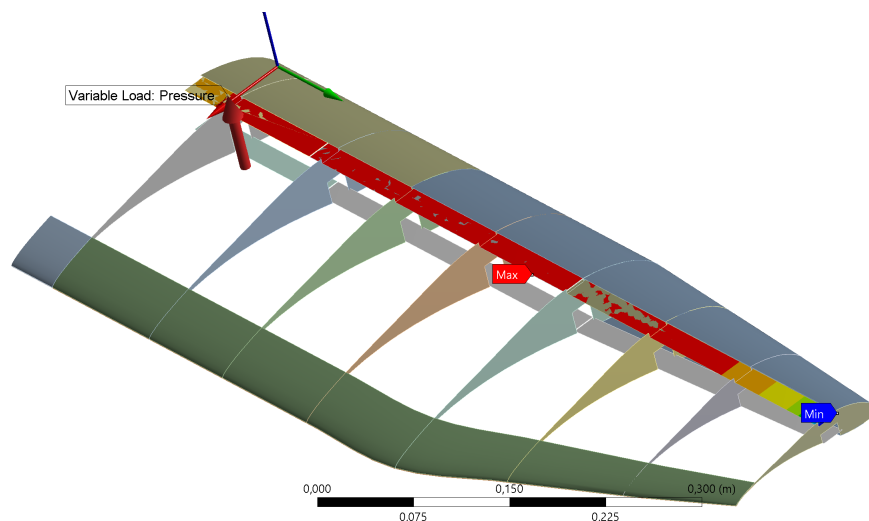


Figura 24 – Sustentação aplicada na mesa da longarina

4.5.2 Rajada

Nessa sessão serão utilizados dois métodos de obtenção da carga de rajada, o primeiro método apresentado por Raymer (2012) de maneira simplificada ele obtém os valores

máximos de fator de carga, entretanto não apresente a distribuição da carga no tempo. Depois será utilizado o método considerado como pior caso (*1-Cosine*) apresentados nas normas americana e europeia (FAR e CS-VLA).

Para o primeiro método serão necessários alguns inputs, como:

- Peso total da aeronave (\mathbf{W}) = 117,6 N
- Área de asa (\mathbf{S}) = 0,393 m^2
- Densidade do ar (ρ) = 1,09 $\frac{kg}{m^3}$
- Velocidade da aeronave em cruzeiro (\mathbf{V}) = 20 $\frac{m}{s}$
- Inclinação da curva entre o coeficiente de sustentação e angulo de ataque ($C_{l\alpha}$) = 4,85 rad^{-1}
- Corda média aerodinâmica (\bar{c}) = 0,269 m
- Aceleração da gravidade (\mathbf{g}) = 9,8 $\frac{m}{s^2}$

4.5.2.1 Obtenção da Carga

Utilizando a equação 3.25 é possível obter o valor da relação de massa e introduzir na equação 3.26 para calcular o fator de alívio de rajada. Com esse parâmetro basta calcular a velocidade de rajada utilizando a equação 3.24, entretanto há uma necessidade de estimar uma velocidade equivalente de rajada U_{de} a literatura indica vários valores para essa velocidade, entretanto o autor indica utilizar o valor de 9,144 m/s, por esse valor já ter sido tabelado durante muito tempo.

E por ultimo utilizando as equações 3.23 e 3.22 é possível obter os valores da variação do fator de carga e sustentação respectivamente, quando ocorre uma rajada. Com esse método é possível de maneira fácil e rápida de calcular esse parâmetros entretanto não é possível saber como essa velocidade se comporta.

De acordo com as normas e o método *1-Cosine* a rajada se comporta como um impulso em forma de cosseno e de acordo com (WRIGHT; COOPER, 2008) é possível obter tanto a forma da velocidade no espaço quanto no tempo.

Neste método serão necessários alguns parâmetros adicionais como o Gradiente de Rajada ou Comprimento de Rajada (\mathbf{H}) representado como L_g na figura 25. Esse parâmetro é definido segundo as normas como 12,5 vezes o valor da corda média aerodinâmica.

Outro parâmetro utilizado é a distância penetrada pela rajada (\mathbf{s}), pelas normas esse valor varia de 0 até duas vezes o valor do gradiente de rajada. Dessa maneira esses parâmetros garantem a forma espacial dessa rajada utilizando a equação 3.27, e de maneira semelhante a distribuição temporal dessa velocidade é definida pela equação 3.28.

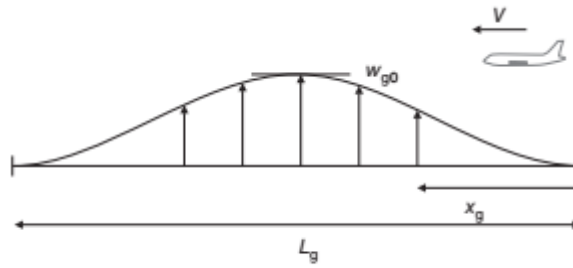


Figura 25 – Forma espacial de uma rajada

De maneira parecida com o primeiro método é possível obter a resposta temporal da sustentação e fator de carga substituindo os parâmetros $K_a U_{de}$ por $U(t)$ na equações 3.22 e 3.23

4.5.2.2 Simulação Transiente

Obtendo o comportamento temporal da rajada tornou possível uma simulação transiente simulando as mesmas condições de engaste apresentada na figura 17. Entretanto por tratar-se de um caso transiente alguns inputs adicionais serão necessários.

Para evitar mudanças repentinas além do próprio impulso de rajada é necessário simular o acréscimo de sustentação até o voo de cruzeiro de maneira que ela se estabilize e possa ocorrer o impulso.

Por isso foram definidos alguns pontos temporais, de 0 a 0,5 segundo a carga sai de 0 N e cresce linearmente até 120 N, de 0,5 a 1 segundo é o tempo para a carga estabilizar e o voo de cruzeiro mantendo a carga em 120 N, em 1 segundo inicia o impulso, para melhor entendimento foi elaborado a figura 26 apresentando o percurso temporal dos esforços.

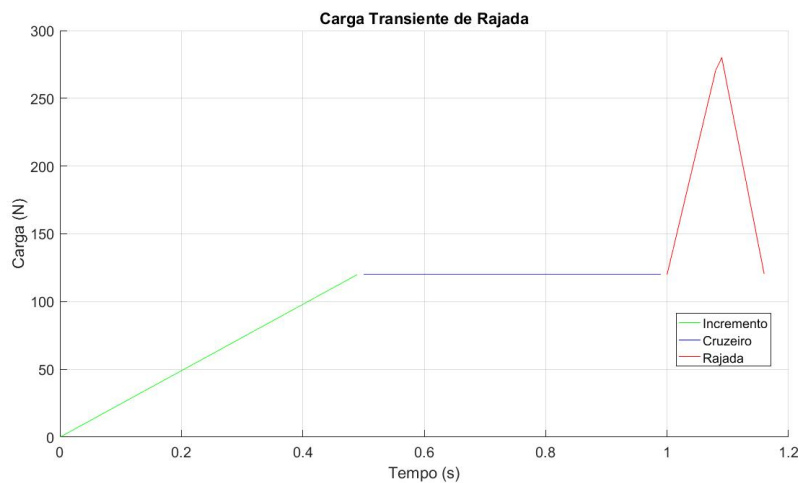
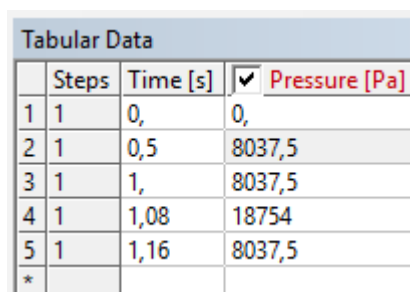


Figura 26 – Carga de Rajada

Dentro do software isso é colocado de modo discreto associando tempo com a carga, como mostra a figura 27, porém a imagem mostra a carga já convertida para pressão, em Pascal.



| | Steps | Time [s] | <input checked="" type="checkbox"/> Pressure [Pa] |
|---|-------|----------|---|
| 1 | 1 | 0, | 0, |
| 2 | 1 | 0,5 | 8037,5 |
| 3 | 1 | 1, | 8037,5 |
| 4 | 1 | 1,08 | 18754 |
| 5 | 1 | 1,16 | 8037,5 |
| * | | | |

Figura 27 – Input da Carga no Software

5 Resultados e Discussões

Neste capítulo será apresentado os resultados experimentais e as repostas estruturais relacionadas as cargas de sustentação e rajada.

5.1 Resultados Experimentais

5.1.1 Ensaio de Flexão

No ensaio estático foram obtidos a relação de carga e deslocamento. Para reduzir os erros experimentais foi obtido o coeficiente de correlação de Pearson igual a 0,998 e foi feito uma regressão linear dos resultados apresentados na figura 28 e os valores mostrados na tabela 3.

| Nervura | Deslocamentos (mm) | | | | | | Massa (kg) |
|---------|--------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|------------|
| | 4 ^a | 5 ^a | 6 ^a | 7 ^a | 8 ^a | 9 ^a | |
| | 0,8 | 1,4 | 2,5 | 3,4 | 4,5 | 5,6 | 0,5 |
| | 1,9 | 3,6 | 5,5 | 7,5 | 9,6 | 11,7 | 1,0 |
| | 3,0 | 5,9 | 8,5 | 11,5 | 14,7 | 17,8 | 1,5 |
| | 4,1 | 8,1 | 11,6 | 15,7 | 19,8 | 24,0 | 2,0 |

Tabela 3 – Deslocamento em cada Nervura

Visto a dificuldade de medição de pequenos deslocamentos as nervuras mais próximas ao engaste foram ignoradas (1^a a 3^a nervura).

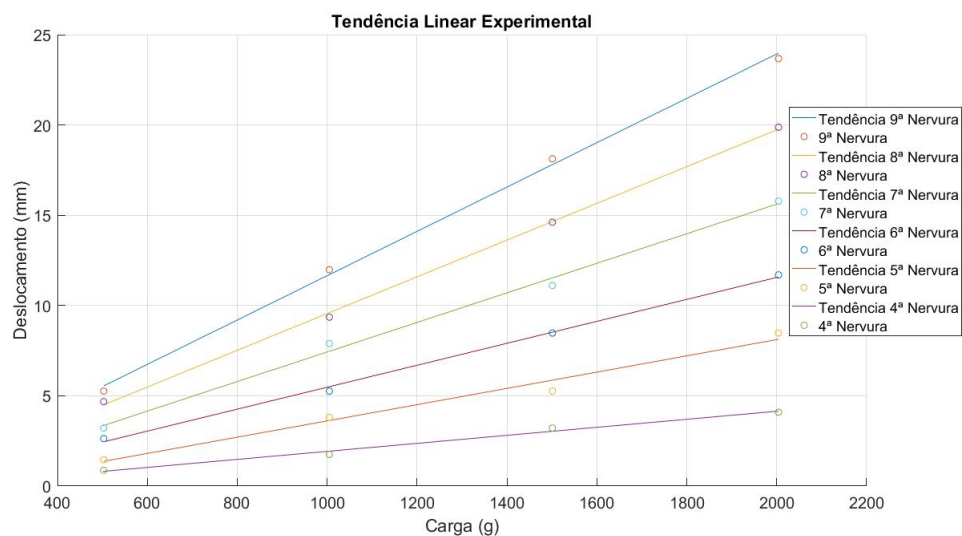


Figura 28 – Reta de tendência Linear

5.1.2 Ensaio Modal

No ensaio dinâmico foram obtidos frequências e modos naturais, entretanto devido a situação atual da integridade estrutural da asa e a influências externas durante o experimento, os dados obtidos apresentaram muitos ruídos e mesmo com auxílio da *toolbox* EasyMod (KOUROUSSIS et al., 2012) do software MATLAB foi difícil a retirada das frequências e modos naturais da estrutura. Dessa maneira o único modo de vibração limpo de ruídos foi o primeiro de flexão encontrado na frequência de 23,1 Hz, como mostra a figura 33 comparando-o com o modelo numérico

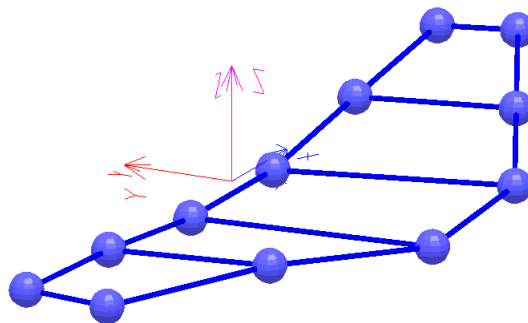


Figura 29 – 1º Modo de Vibração 23,1 Hz - Flexão Vertical

5.2 Comparação Numérica

5.2.1 Flexão Estática

Na comparação numérica foi realizada uma análise de convergência, porém antes foi necessário ajustes no modelo para alcançar resultados melhores, foi mapeado a constante de rigidez da mola de torção aplicada nas junções das divisões da asa, obtendo o comportamento apresentado na figura 30, assim foi selecionado uma constante de 150000 $N.mm/^\circ$, visto que esse ponto acarretou erros abaixo de 10%. Após isso foi feita uma análise de convergência do deslocamento em ponta de asa ao aplicar uma carga de 1 Kg, mostrado na figura 31.

Com um modelo convergido foi elaborado a tabela 4 para melhor visualização dos deslocamentos analisados numericamente.

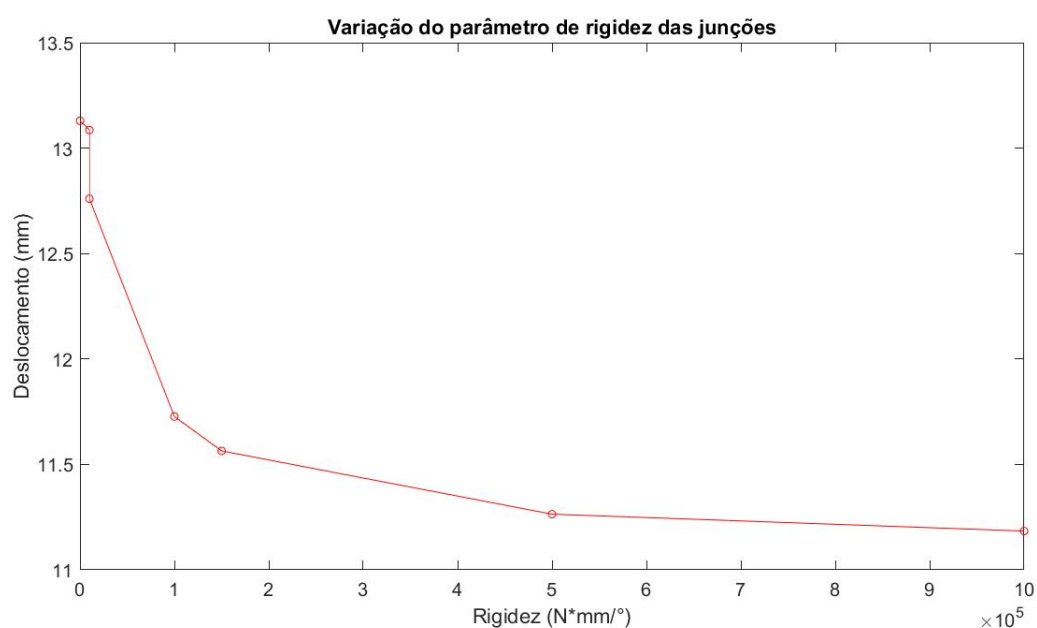


Figura 30 – Comportamento da variação do parâmetro de rigidez de mola

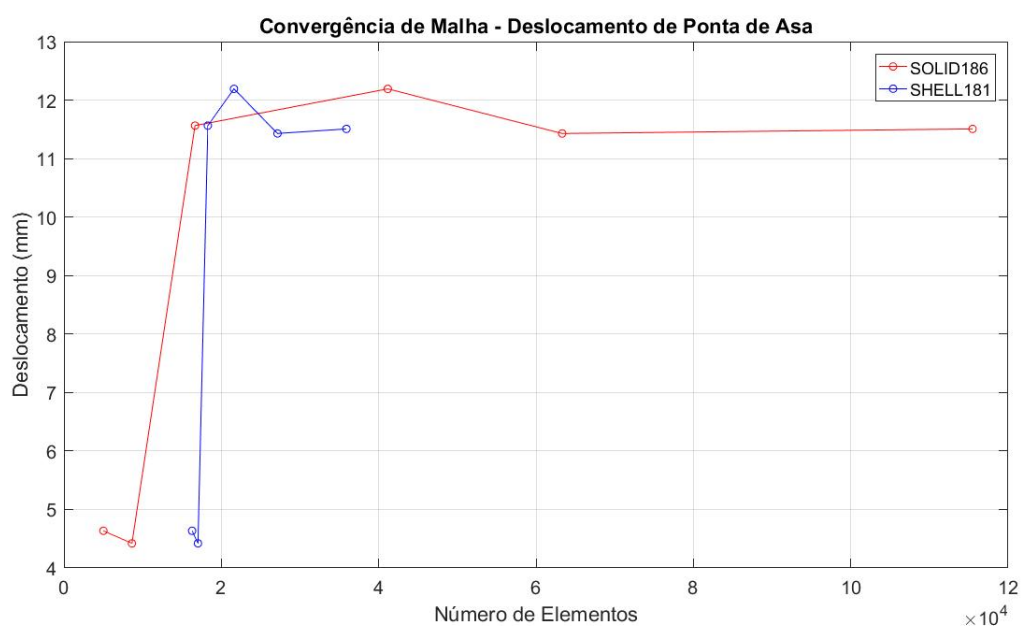


Figura 31 – Convergência Deslocamento de ponta de asa

Assim foram comparados os valores numéricos e experimentais na tabela 5.

Observando o caso de 500g nota-se um grande erro relativo, principalmente nas nervuras mais próximas ao engaste, isso provavelmente se deu por causa da dificuldade de se mensurar pequenas deformações, como a carga é baixa os deslocamentos serão menores, principalmente ao se aproximar da raiz da asa. Entretanto visto que a asa não estará nessa faixa de carga foi descartado os dados do caso de 0,5 Kg.

| Nervura | Deslocamentos (mm) | | | | | | Massa (kg) |
|---------|--------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|------------|
| | 4 ^a | 5 ^a | 6 ^a | 7 ^a | 8 ^a | 9 ^a | |
| | 1,0 | 1,8 | 2,7 | 3,7 | 4,7 | 5,7 | 0,5 |
| | 2,0 | 3,7 | 5,5 | 7,5 | 9,5 | 11,6 | 1,0 |
| | 3,0 | 5,5 | 8,2 | 11,2 | 14,2 | 17,3 | 1,5 |
| | 3,9 | 7,4 | 11,0 | 14,9 | 19,0 | 23,1 | 2,0 |

Tabela 4 – Deslocamento em cada Nervura - Modelo Numérico

| Posição | 0,5 Kg (%) | 1 Kg (%) | 1,5 Kg (%) | 2 Kg (%) |
|------------------------|------------|----------|------------|----------|
| 4 ^a Nervura | 21,3 | 3,4 | 1,7 | 4,1 |
| 5 ^a Nervura | 33,8 | 1,9 | 5,7 | 9,2 |
| 6 ^a Nervura | 10,8 | 0,3 | 3,8 | 5,4 |
| 7 ^a Nervura | 9,8 | 0,1 | 3,3 | 4,9 |
| 8 ^a Nervura | 4,5 | 1,1 | 3,1 | 4,2 |
| 9 ^a Nervura | 3,2 | 1,4 | 3,2 | 4 |

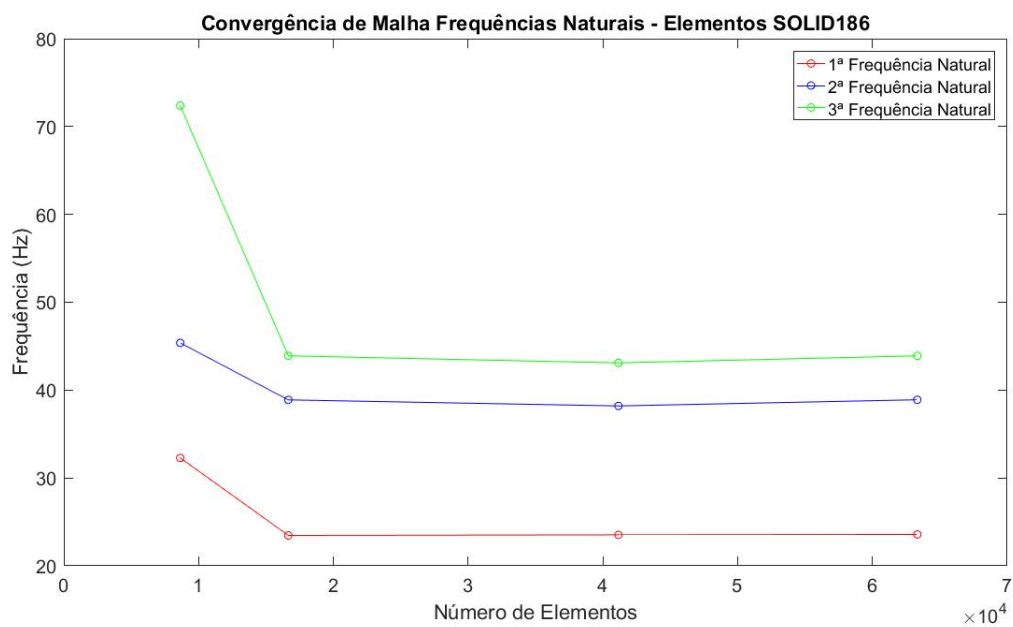
Tabela 5 – Erro relativo entre Numérico x Experimental para Comparação do Modelo

5.2.2 Análise Modal

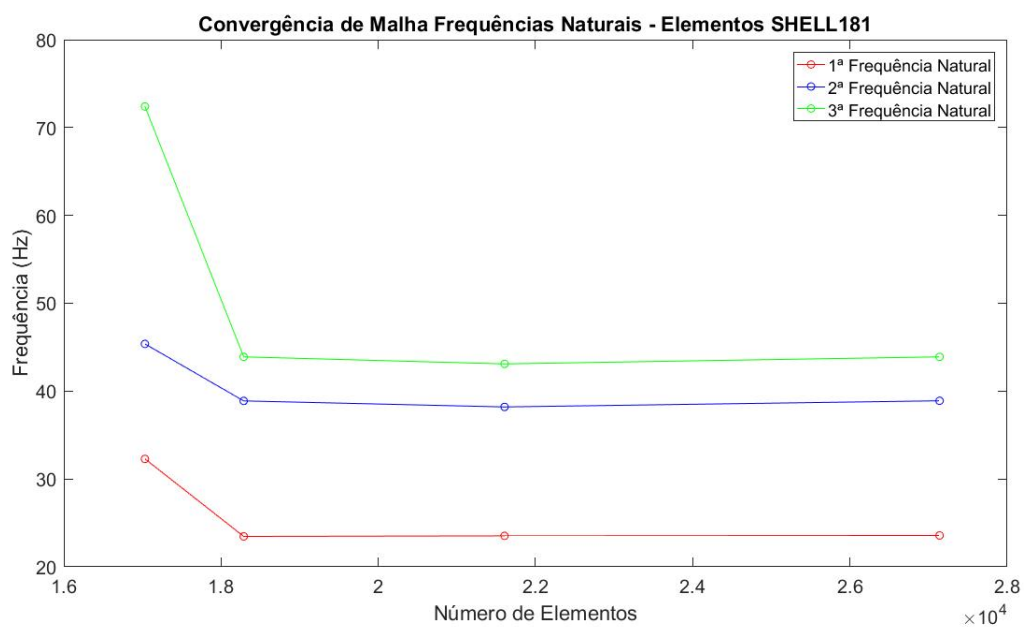
No modelo numérico foi possível obter os cinco primeiros modos de vibração, mostrados nas figuras 33 a 37. Também foi realizado uma análise de convergência (Figura 32) para as três primeiras frequências naturais e após isso foi feito um comparativo numérico experimental apresentados na tabela 6.

| Frequências Naturais (Hz) | 1 ^a | 2 ^a | 3 ^a | 4 ^a | 5 ^a |
|---------------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| Experimental | 23,1 | - | - | - | - |
| Numérico | 23,5 | 38,9 | 43,9 | 69,2 | 103,7 |
| Erro Relativo (%) | 1,7 | - | - | - | - |

Tabela 6 – Comparação Numérico x Experimental para Comparação do Modelo



(a) Convergência do Elemento Sólido



(b) Convergência do Elemento de Casca

Figura 32 – Convergência das Frequências Naturais

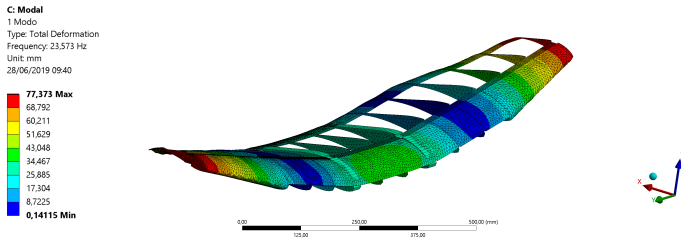


Figura 33 – 1º Modo de Vibração - Flexão Vertical

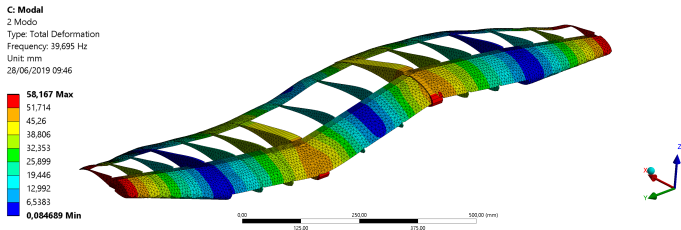


Figura 34 – 2º Modo de Vibração - Flexão Vertical

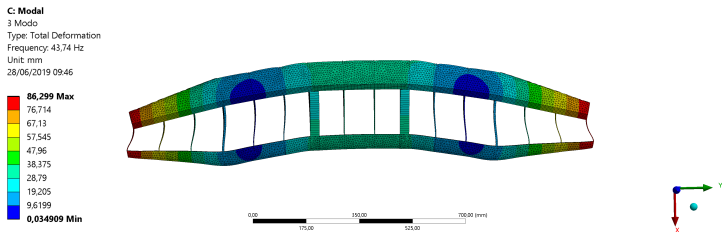


Figura 35 – 3º Modo de Vibração - Flexão Horizontal

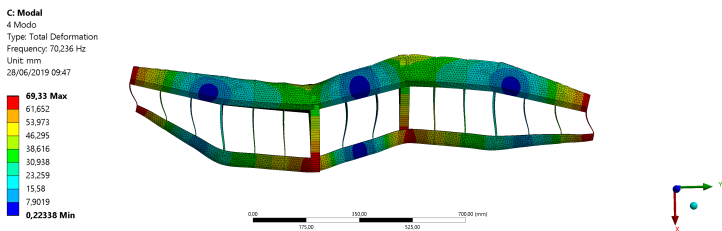


Figura 36 – 4º Modo de Vibração - Flexão Horizontal

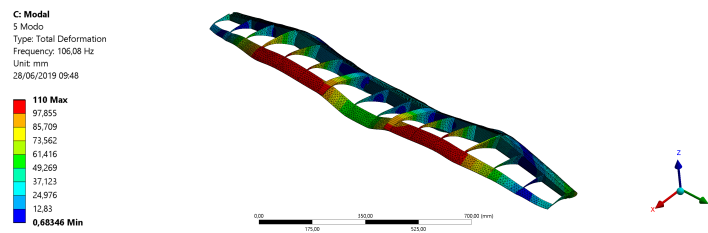


Figura 37 – 5º Modo de Vibração - Combinado Flexão e Torção

5.3 Resposta Estática - Carga de Sustentação

Ao aplicar a carga de sustentação a estrutura obteve deslocamentos inferiores a 7% da própria envergadura. As imagens 38 a 42 e a tabela 7 apresentarão as respostas da asa sobre essa carga.

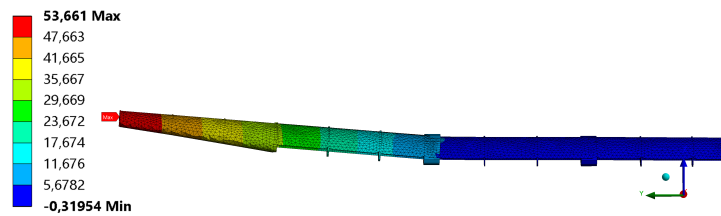
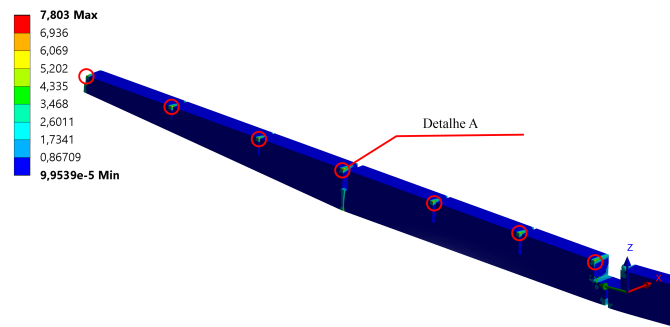
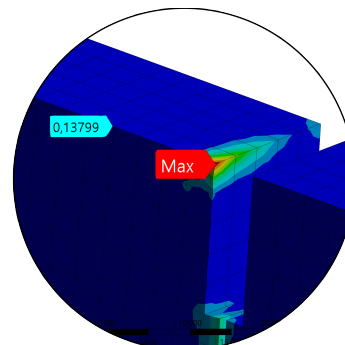


Figura 38 – Deslocamentos Devido a Carga de Sustentação (mm)



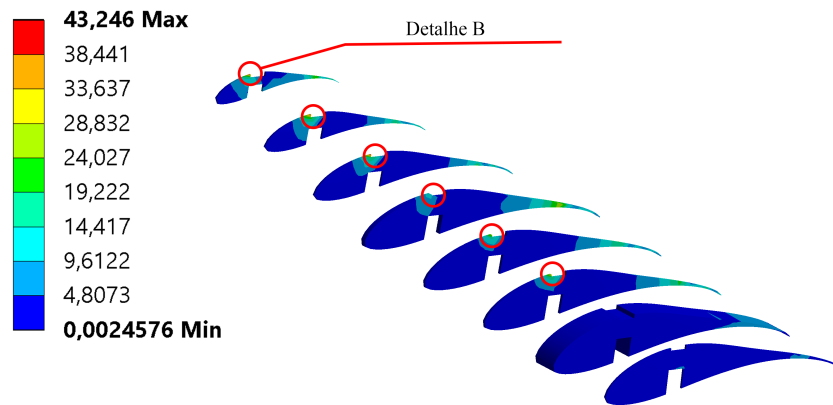
(a) Tensão no Material



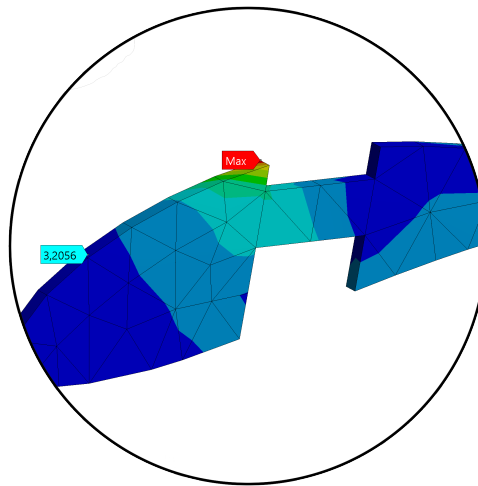
(b) Detalhe A - Ponto de máxima tensão

Figura 39 – Equivalente de Von-mises sobre o Divinycell (MPa)

Observando a figura 39a nota-se nas áreas circuladas concentradores de tensão, porém isso se dá devido ao tipo de contato utilizado no modelo (*Bonded*) que impede qualquer tipo de folga ou desprendimento, e isso não ocorre na realidade. Por isso foi analisado próximo ao ponto de tensão máxima sobre o *Divinycell* no detalhe "A" mostrado na figura 39b e foi descartado o ponto máximo obtido e foi coletado um novo valor, sendo ele o ponto mais próximo da região do concentrador após a estabilização da distribuição de tensão, com um valor de 0,14 MPa aproximadamente.



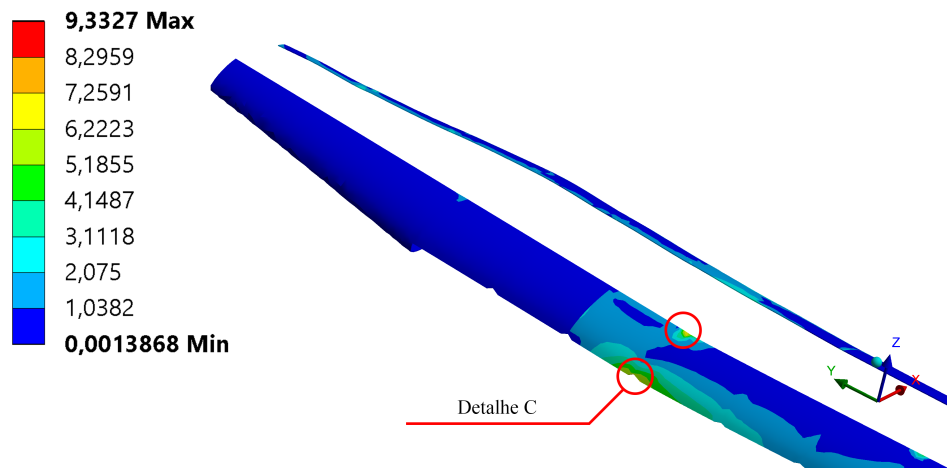
(a) Tensão no Material



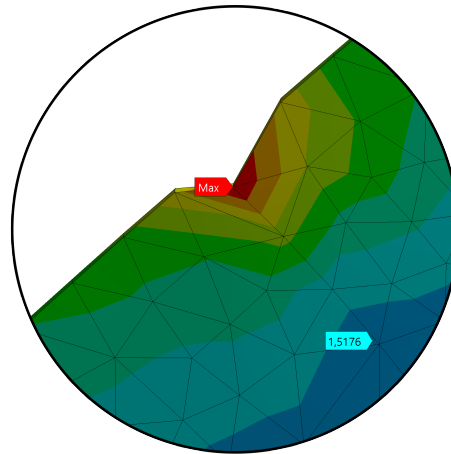
(b) Detalhe B - Ponto de máxima tensão

Figura 40 – Equivalente de Von-mises sobre o Contraplacado (MPa)

Nas nervuras também foram encontrados concentradores de tensão, e o caso foi analisado da mesma maneira que o anterior. Na figura 40a mostra circulado as regiões com concentradores devido ao contato e na figura 40b é apresentado a tensão máxima encontrada e a aproximação da tensão real de 3,2 MPa.



(a) Tensão no Material

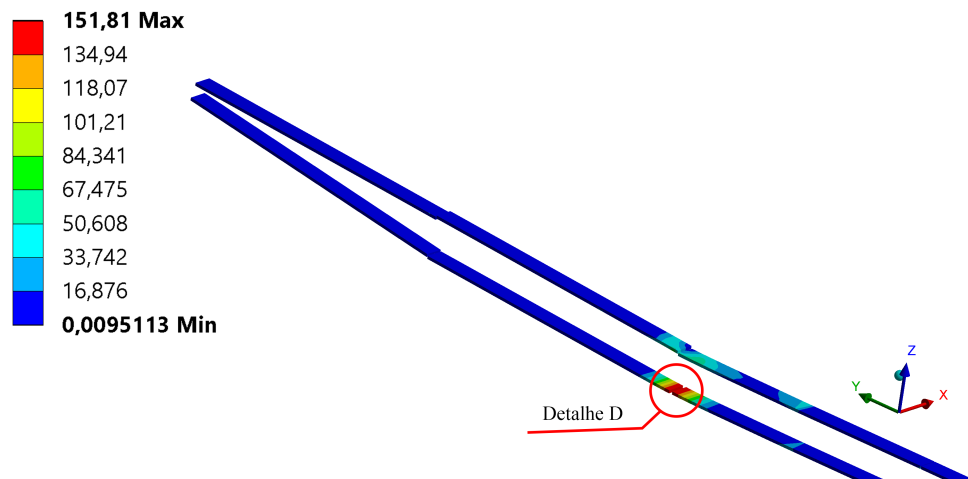


(b) Detalhe C - Ponto de máxima tensão

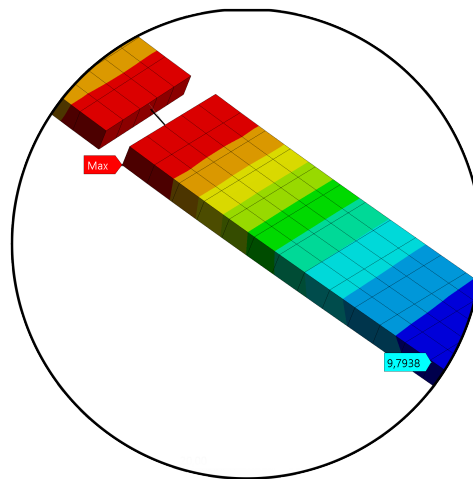
Figura 41 – Equivalente de Von-mises sobre a Balsa (MPa)

No chapeado de madeira balsa foram encontrados bem menos concentradores como mostra a figura 41a. Esses concentradores em específico se formaram por coincidir o contato entre as divisões de chapa de balsa e da fixação com uma nervura. Logo foi coletado o ponto próximo ao máximo com tensão estável para aproximar o máximo real de 1,52 MPa (Figura 41b).

Para a fibra de carbono das mesas da longarina o resultado apresentou mais uniforme como mostra a figura 42a. Entretanto devido a conexão da mola ser realizado pontualmente foi gerado um grande esforço na região destacada, por isso foi desconsiderada essa região e pego um ponto máximo próximo, com um valor aproximado de 9,8 MPa.



(a) Tensão no Material



(b) Detalhe D - Ponto de máxima tensão

Figura 42 – Equivalente de Von-mises sobre a Fibra de Carbono (MPa)

Para uma melhor avaliação da estrutura foi montado a tabela 7 que analisa a margem de segurança que cada material oferece.

| Material | Limite (MPa) | σ_{eq} (MPa) | Margem de Segurança |
|------------------|--------------|---------------------|---------------------|
| Fibra de Carbono | 513 | 9,8 | 51,3 |
| DivinyCell | 0,9 | 0,14 | 5,4 |
| Balsa | 14 | 1,5 | 8,2 |
| Contraplacado | 68,9 | 3,2 | 20,5 |

Tabela 7 – Margem de Segurança de cada Material

5.4 Resposta Dinâmica

Para resposta à rajada foi elaborado um script em Matlab com as formulações apresentadas neste trabalho, para assim fornecer os inputs para simulação. Após realizar

os cálculos foi obtido uma velocidade de rajada de 15 m/s, entretanto de acordo com o trabalho de Rosa, para casos de aeronaves de baixa altitude essa velocidade pode ser reduzida pela metade, como aviões de aerodesign se enquadram nessa categoria essa velocidade foi reduzida e foram obtidos os comportamentos dessa velocidade apresentados nas figuras 43 e 44.

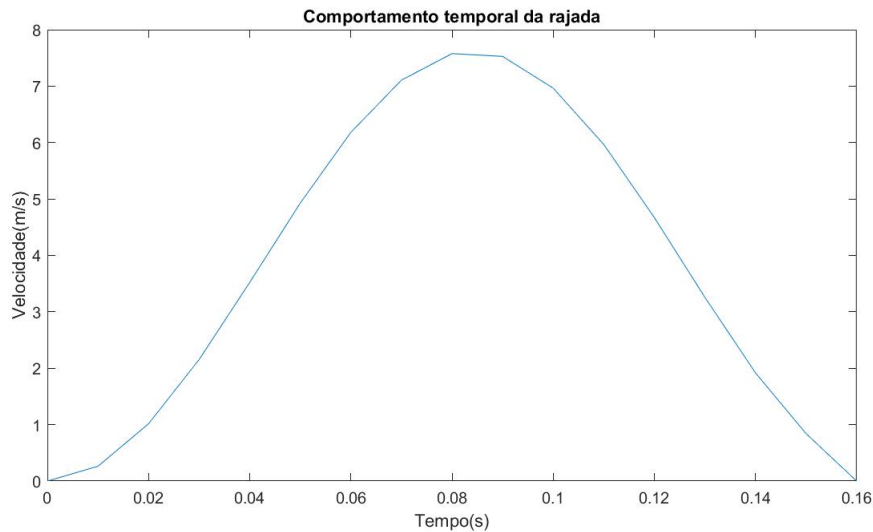


Figura 43 – Comportamento temporal da velocidade

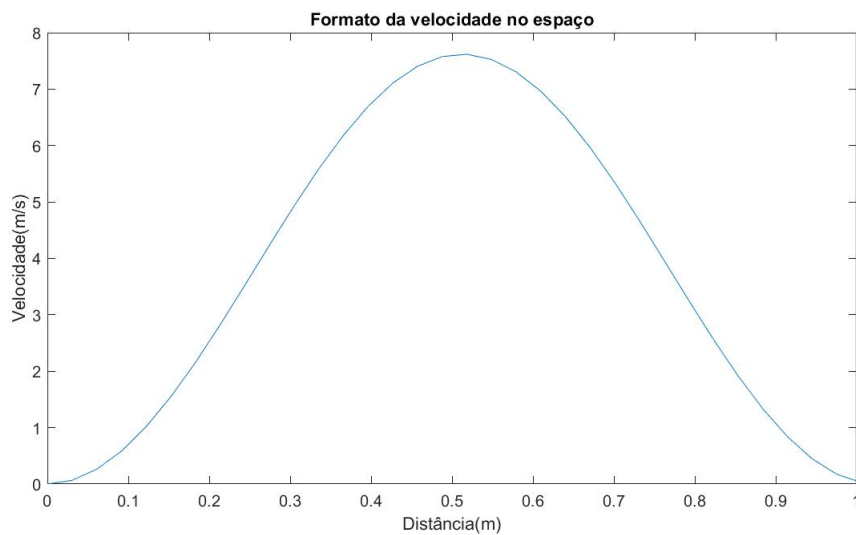


Figura 44 – Gradiente de Penetração da Velocidade

Com os valores das velocidades no tempo foi possível obter a variação de sustentação e consequentemente variação do fator de carga apresentados durante o período de rajada, como mostra as figuras 45 e 46.

Após a aplicação da carga (Figura 26) e da condição de engaste na raiz foram obtidos os deslocamentos na ponta de asa (Figura 47). Nota-se que durante uma rajada

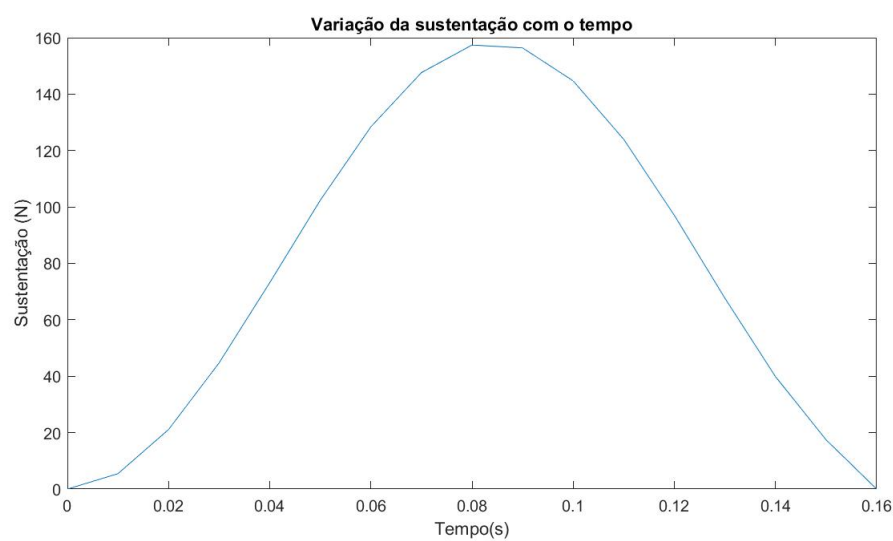


Figura 45 – Variação da Sustentação na Rajada

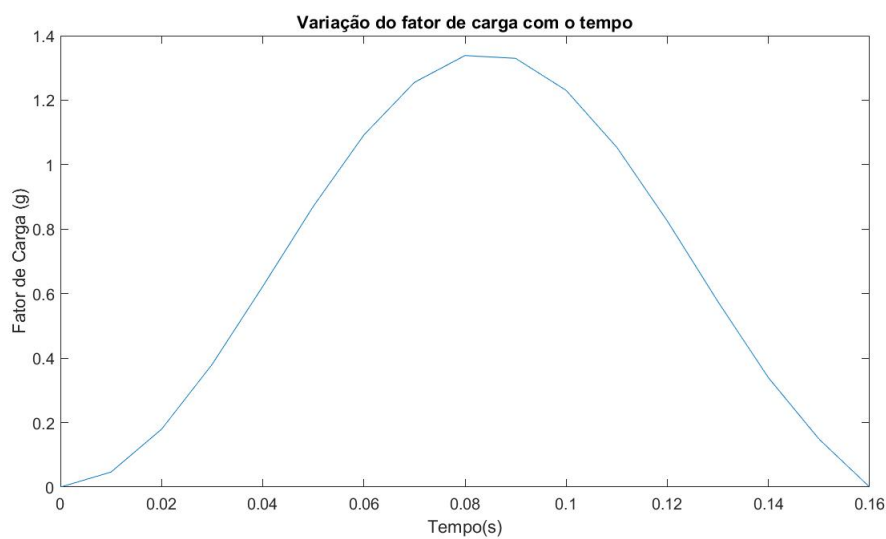


Figura 46 – Variação do Fator de Carga na Rajada

há um aumento de 84% do deslocamento de ponta de asa, comparado com voo em cruzeiro, porém ainda dentro do linear estrutural.

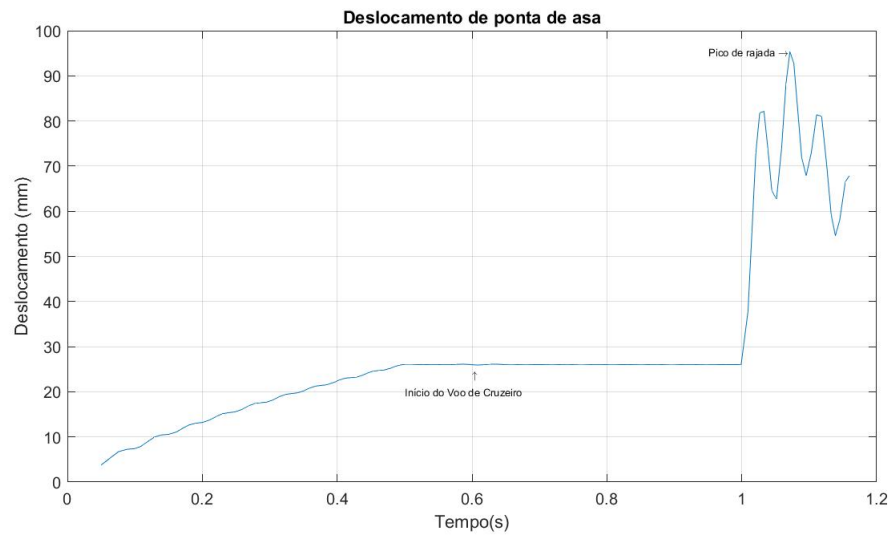


Figura 47 – Resposta de deslocamento pelo tempo

Além disso foram coletados também os esforços durante a rajada, visto que os pontos máximos se mantiveram nas mesmas regiões que no caso de voo de cruzeiro (Resposta Estática) logo foram utilizados os mesmo pontos selecionados no caso obtendo os gráficos das figuras 48 à 51

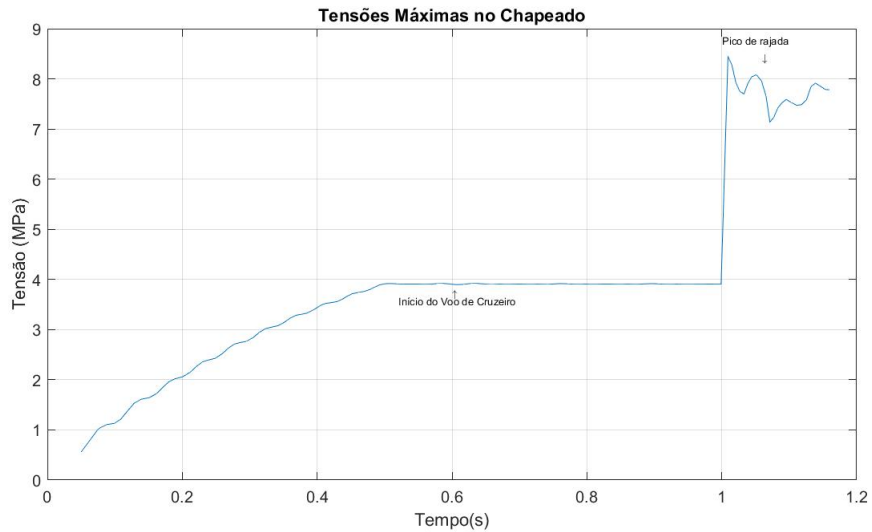


Figura 48 – Equivalente de Von-Mises no Chapeado

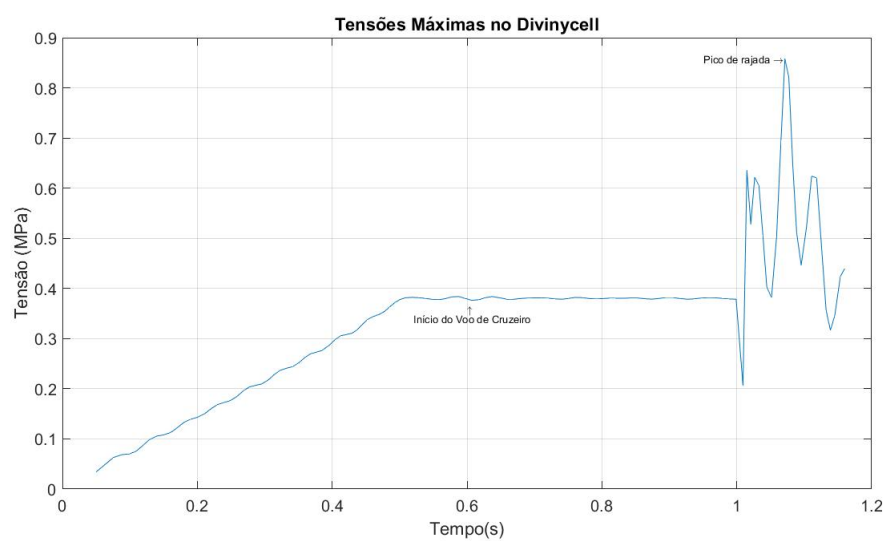


Figura 49 – Equivalente de Von-Mises no Divinycell

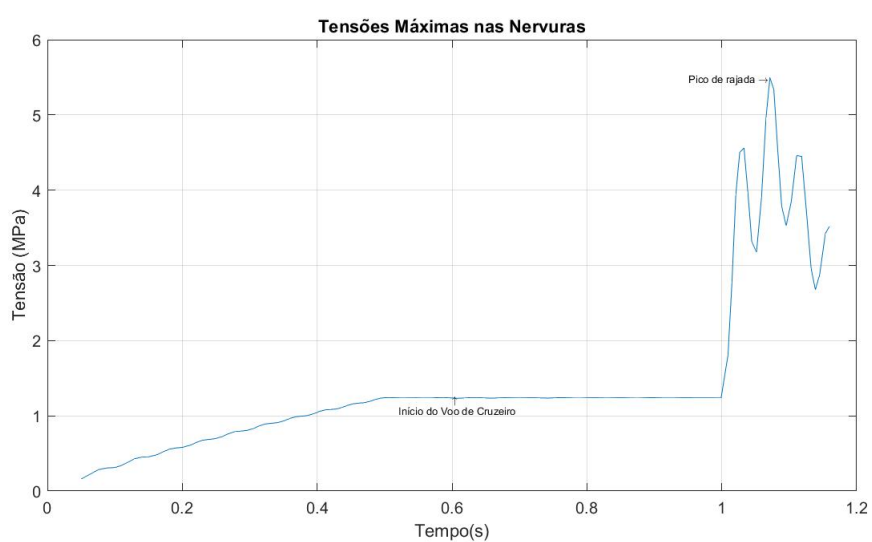


Figura 50 – Equivalente de Von-Mises nas Nervuras

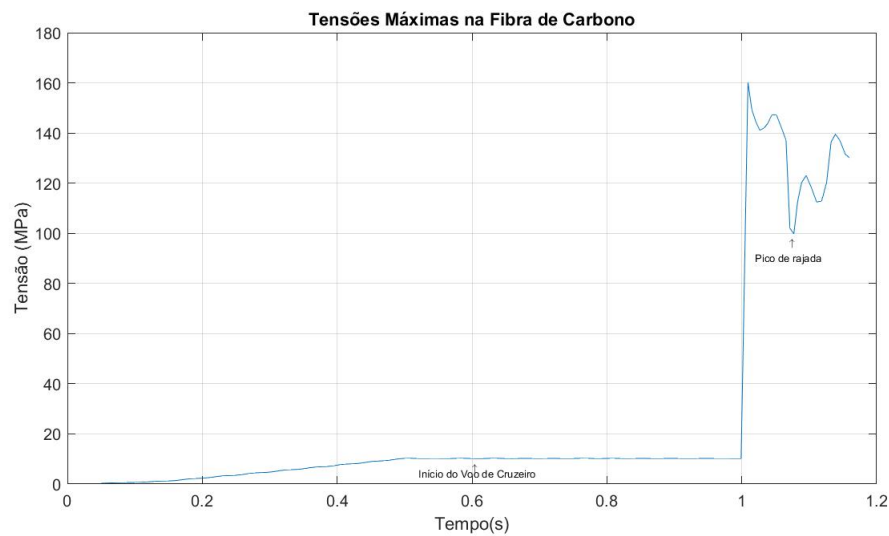


Figura 51 – Equivalente de Von-Mises nas Fibras de Carbono

Observando os gráficos apresentados a mudança súbita na sustentação gerada pela rajada trouxe grandes esforços, similares a um impacto, em alguns casos como o carbono um aumento maior que 10 vezes. Uma das influências de acordo com a equação 3.28 a duração da rajada é dependente da velocidade da aeronave e do gradiente da rajada q por sua vez é dependente das cordas médias aerodinâmicas. Uma vez que a aeronave tem uma maior corda média, maior será o período do cosseno da rajada, diminuindo o efeito súbito e consequentemente reduzindo os esforços na aeronave.

Além disso, de acordo com Ribeiro (2019) ao obter a resposta da asa à rajada no domínio da frequência, é possível encontrar o primeiro modo aeroelástico, um ponto que auxilia a determinação do fenômeno de *flutter*, porém ainda seria necessário um estudo de interação fluido-estrutura para obter a variação da frequência do primeiro e segundo modo aeroelástico de acordo com a velocidade do vento e assim obter o entendimento desse fenômeno.

Feito assim foram coletadas as acelerações na ponta de asa durante o impulso de rajada, e foi obtida a resposta no tempo mostrada na figura 52, após isso foi realizada uma transformada rápida de Fourier (FFT - Fast Fourier Transformation) para obter a resposta no domínio da frequência, mostrada na figura 53. como pode ser observado o maior pico é apresentado próximo aos 24 Hz para uma velocidade de vento de aproximadamente 7m/s.

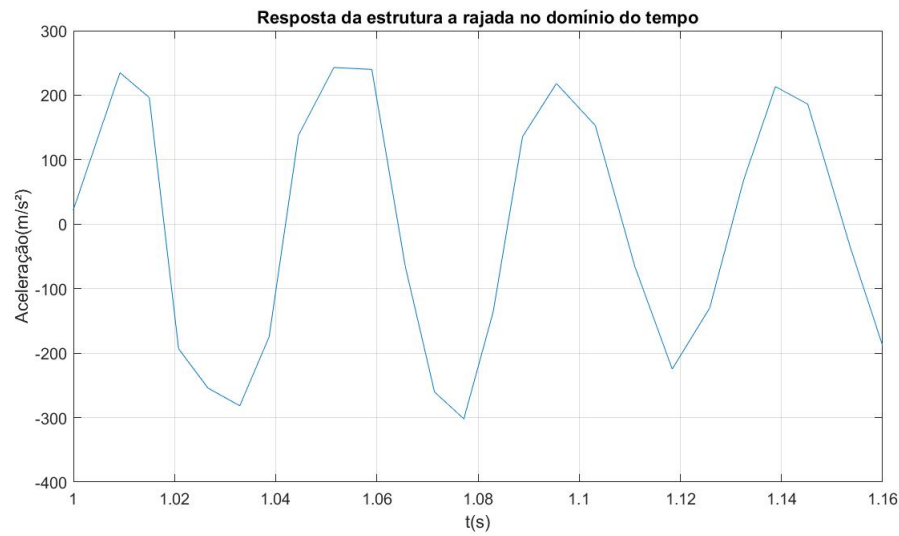


Figura 52 – Resposta temporal - Carga de Rajada

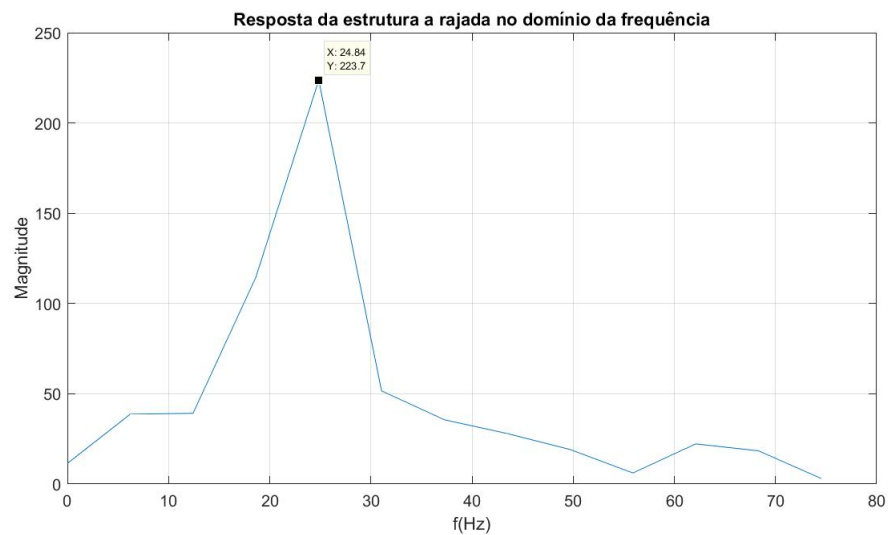


Figura 53 – FFT - Carga de Rajada

Por fim, com os resultados dos esforços foi realizado uma análise de margem de segurança novamente, afim de descobrir se a asa mantém sua integridade. Assim foi construída a tabela 8

| Material | Limite (MPa) | σ_{eq} (MPa) | Margem de Segurança |
|------------------|--------------|---------------------|---------------------|
| Fibra de Carbono | 513 | 160,1 | 2,2 |
| DivinyCell | 0,9 | 0,8 | 0,1 |
| Balsa | 14 | 8,3 | 0,7 |
| Contraplacado | 68,9 | 5,5 | 11,5 |

Tabela 8 – Margem de Segurança de cada Material

6 Conclusão

O principal objetivo deste trabalho foi alcançado, foram descobertas as características estáticas e dinâmicas da asa e a eficiência de seus materiais quando postos à cargas de sustentação e rajada. Assim, a análise estática foi capaz de apresentar resultados e os ajustes do modelo numérico foram capazes de descrever o comportamento estrutural.

Dentro dos resultados de margem de segurança (MS), foi possível observar alguns materiais que ficaram no limiar estrutural, como o Divinycell com uma MS de 0,1 e a madeira Balsa com 0,7 de MS, ambos no efeito de rajada. Como no trabalho de [Rosa \(2006\)](#), foram comparados os limites de cada material com as tensões sofridas, porém neste trabalho isso foi feito com a relação de margem de segurança.

Em um aspecto geral estático, a asa é capaz de suportar as cargas máximas de competição (12 kg de carga), entretanto considerando o pior caso de rajada algumas otimizações são necessárias, como uma reavaliação dos materiais selecionados, levando em conta a missão e objetivo da aeronave.

Como nos trabalhos de [Siqueira, Moraes et al. \(2018\)](#) e [Assis et al. \(2015\)](#) foi possível validar o modelo numérico, entretanto neste trabalho só foi possível encontrar o primeiro modo de vibração experimentalmente, mas o mesmo foi validado numericamente. Além disso foi possível obter a resposta estrutural da asa a carga de rajada, atentando as elevações dos esforços durante o fenômeno. Entretanto há algumas incertezas no modelo dinâmico, pela falta da validação de outros modos de vibração, mas o modelo pode ser considerado utilizável para decisões preliminares.

Mas considerando todos os pontos citados sobre a asa, ela pode ser utilizada na competição desde que seja realizado os devidos reparos e otimizações e uma nova análise seguindo os métodos desse trabalho, e assim ela poderá realizar as missões oferecidas pela competição.

6.1 Sugestão para Trabalhos Futuros

- Utilização de interação fluido-estrutura
- Análise aeroelástica da asa
- Análise experimental de Rajada
- Experimentos aeroelásticos
- Estudo em outros modelos de asa

Referências

- ANSYS. *Manual do Usuário*. 2016. Disponível em: <https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/ans_elem/Hlp_E_ElemTOC.html>.
- ARAÚJO, A. A. d. et al. Ajuste de modelos numéricos de elementos finitos usando métodos de otimização - dissertação de mestrado. [sn], 2007.
- ASSIS, M. S. et al. Modal and flutter analyses using finite element model for an aerodesign airplane wing. In: . [S.l.: s.n.], 2015.
- AZEVEDO, Á. F. Método dos elementos finitos. 2011.
- BEER, F. P.; JOHNSTON, E. R. *Resistência dos materiais*. [S.l.]: McGraw-Hill, 1982. v. 7.
- BENINI, G.; BELO, E.; MARQUES, F. Numerical model for the simulation of fixed wings aeroelastic response. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, SciELO Brasil, v. 26, n. 2, p. 129–136, 2004.
- CHAVES, B.; KIECKOW, F. Desenvolvimento de longarina de material compósito de baixa razão resistência-peso. 2014.
- CORREIA, M. S. B. B. Probabilidade e estatística. 2003.
- EISENBEISS, H. et al. A mini unmanned aerial vehicle (uav): system overview and image acquisition. *International Archives of Photogrammetry. Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, v. 36, n. 5/W1, p. 1–7, 2004.
- EWINS, D. J. *Modal testing: theory and practice*. [S.l.]: Research studies press Letchworth, 1984. v. 15.
- FRANÇA, J. M. B.; JUNIOR, A. M. S. Uso da correlação de imagens no estudo da mecânica da fratura em aços 8630 e a182 f22 utilizados na indústria do petróleo. *RUnPetro-ISSN 2316-6681*, v. 3, n. 1, p. 10–18, 2014.
- GUIMARÃES, G. F. Otimização estrutural de aeronave sae brasil com base em análise de elementos finitos. *The Journal of Engineering and Exact Sciences*, v. 3, n. 1, p. 034–036, 2017.
- HIBBELER, R. C. *Resistência dos materiais*. [S.l.]: Pearson Educación, 2010.
- INFANTES, C.; ELMER, J. et al. Ajuste de modelos de elementos finitos usando tecnicas de estimação de parametros - dissertação de mestrado. [sn], 2000.
- INMAN, D. J.; SINGH, R. C. *Engineering vibration*. [S.l.]: Prentice Hall Englewood Cliffs, NJ, 1994. v. 3.
- JORGE, L. d. C.; INAMASU, R. Y. Uso de veículos aéreos não tripulados (vant) em agricultura de precisão. *Embrapa Instrumentação-Capítulo em livro científico (ALICE)*, In: BERNARDI, AC de C.; NAIME, J. de M.; RESENDE, AV de; BASSOI, LH; INAMASU ..., 2014.

- KOUROUSSIS, G. et al. Easymod: A matlab/scilab toolbox for teaching modal analysis. In: *19th International Congress on Sound and Vibration (ICSV19), Vilnius, Lithuania*. [S.l.: s.n.], 2012.
- LITZENBERGER, G. *World Robotics 2007 survey*. [S.l.]: Frankfurt, 2007.
- MARTHA, L. F. Métodos básicos da análise de estruturas. *Rio de Janeiro: Campus*, 2010.
- MIRA, M.; GUSTAVO, D. Análise estrutural da longarina de asa em material compósito em uma aeronave não tripulada - trabalho de conclusão de graduação. 2013.
- MOTTERSHEAD, J. E.; FRISWELL, M. Model updating in structural dynamics: a survey. *Journal of sound and vibration*, Elsevier, v. 167, n. 2, p. 347–375, 1993.
- RAO, S. *Vibrações Mecânicas. Quarta*. [S.l.]: São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2009.
- RAYMER, D. *Aircraft Design: A Conceptual Approach 5e and RDSWin STUDENT*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- RIBEIRO, F. A. Resposta aeroelástica à rajada 1-cosseno usando aproximação aerodinâmica não estacionária - dissertação de mestrado. Universidade Estadual Paulista (UNESP), 2019.
- ROSA, E. d. Introdução ao projeto aeronáutico—uma contribuição a competição sae aerodesign. *Florianópolis: UFSC/GRANTE, 288p*, 2006.
- SARACURA, R. et al. Análise dos campos de deslocamento e de deformação pela técnica de correlação de imagens digitais em laminados compósitos sólidos ensaiados por compressão após impacto. In: SN. *Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciência dos Materiais*. [S.l.], 2012. p. 5494–5501.
- SIQUEIRA, W. C. d.; MORAES, G. Z. d. et al. Projeto estrutural das asas de aeronaves da equipe tucano aerodesign. Universidade Federal de Uberlândia, 2018.
- SORIANO, H. L.; LIMA, S. D. S. *Método de Elementos Finitos em Análise de Estruturas Vol. 48*. [S.l.]: EdUSP, 2003.
- STERNICK, M. B. et al. Relação entre rigidez de fixador externo e quantidade de pinos: análise computacional por elementos finitos. *Rev Bras Ortop*, v. 47, n. 5, p. 646–50, 2012.
- WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2008. v. 20.

Anexos

ANEXO A – Dimensões Estruturais

